

Федеральное государственное автономное  
образовательное учреждение высшего образования  
«СЕВЕРО-КАВКАЗСКИЙ ФЕДЕРАЛЬНЫЙ УНИВЕРСИТЕТ»

На правах рукописи



**ИСАЕВ АЛЕКСАНДР МИХАЙЛОВИЧ**

**МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ, ЧИСЛЕННЫЙ МЕТОД И КОМПЛЕКС  
ПРОГРАММ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА  
МУЛЬТИРОТОРНОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА  
МАЛОГО КЛАССА**

Специальность 05.13.18 – Математическое моделирование, численные методы и  
комплексы программ

Диссертация  
на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Научный руководитель:  
доктор технических наук, доцент  
Линец Геннадий Иванович

Ставрополь – 2020

## ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ .....	5
1 Анализ состояния вопроса повышения дальности полета мультироторного БЛА .....	16
1.1 Анализ противоречий в практике эксплуатации мультироторных БЛА малого класса.....	16
1.2 Анализ научно-методического аппарата повышения дальности полета мультироторных БЛА малого класса.....	29
1.3 Выбор показателей и критерия оценки характеристик БЛА.....	33
1.4 Постановка научной задачи и частные задачи исследования .....	41
Выводы по первому разделу .....	42
2 Разработка математических моделей винтомоторной группы и аккумуляторной батареи для оценки влияния их характеристик на дальность полета мультироторного БЛА.....	44
2.1 Общие положения моделирования элементов БЛА по критерию максимальной дальности полета .....	44
2.2 Математическое моделирование работы воздушного винта мультироторного беспилотного летательного аппарата.....	47
2.2.1 Вывод основных математических выражений.....	47
2.2.2 Численное решение интегральных выражений для определения тяги и момента сопротивления лопасти воздушного винта .....	55
2.2.3 Экспериментальное исследование достоверности полученных математических выражений.....	56
2.2.4 Уточнение математических выражений .....	60
2.3 Математическое моделирование бесколлекторного электродвигателя .....	66
2.3.1 Выбор метода математического описания бесколлекторного двигателя .....	66

2.3.2	Конкретизация параметров математической модели бесколлекторного двигателя на основе экспериментальных исследований .....	69
2.3.3	Реализация математической модели бесколлекторного двигателя в Matlab/Simulink .....	72
2.4	Математическое моделирование аккумуляторной батареи.....	73
2.4.1	Выбор способа моделирования АКБ.....	73
2.4.2	Реализация математической модели аккумуляторной батареи в Matlab/Simulink.....	75
	Выводы по второму разделу .....	76
3	Разработка математической модели процесса управления динамикой полета мультироторного БЛА и численного метода управления вращательным движением.....	77
3.1	Разработка математической модели процесса управления динамикой полета мультироторного БЛА.....	77
3.1.1	Оценка адекватности математической модели процесса управления динамикой полета мультироторного БЛА.....	84
3.2	Разработка математической модели и численного метода динамического управления вращательным движением мультироторного БЛА.....	88
3.2.1	Разработка численного метода динамического управления вращательного движения мультироторного БЛА.....	94
3.2.2	Оценка адекватности разработанного численного метода управления .....	99
	Выводы по третьему разделу .....	104
4	Разработка имитационной модели мультироторного БЛА для оценки дальности полета и комплекса программ для выбора рациональных характеристик БЛА по критерию максимальной дальности.....	107
4.1	Разработка имитационной модели мультироторного БЛА для оценки дальности полета.....	107

4.1.1	Постановка четвертой частной научной задачи исследования ..	107
4.1.2	Разработка имитационной модели в пакете имитационного моделирования Simulink .....	113
4.1.3	Проверка адекватности функционирования имитационной модели.....	122
4.2	Разработка комплекса программ для выбора рациональных характеристик БЛА по критерию максимальной дальности полета. ..	124
4.2.1	Постановка частной научной задачи по разработке комплекса программ для выбора рациональных характеристик БЛА по критерию максимальной дальности полета.....	126
4.2.2	Реализация пятой частной научной задачи .....	129
	Выводы по четвёртому разделу .....	135
5	Практические рекомендации по использованию математических моделей, численного метода и комплекса программ для рационального выбора характеристик мультироторного БЛА по критерию максимальной дальности.....	138
5.1	Алгоритм выбора рациональных характеристик мультироторного БЛА с использованием комплекса программ.....	138
5.2	Практические рекомендации по обоснованию рациональных характеристик мультироторного БЛА по критерию максимальной дальности полета и сравнение характеристик разработанного и существующих БЛА.....	142
	Выводы по пятому разделу .....	148
	ЗАКЛЮЧЕНИЕ .....	149
	СПИСОК ЗАТЕКСТОВЫХ ССЫЛОК.....	152
	СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	166
	ПРИЛОЖЕНИЕ А Структура разработанных моделей .....	181
	ПРИЛОЖЕНИЕ Б Акты внедрения результатов .....	195

## ВВЕДЕНИЕ

### Актуальность темы исследования степень его разработанности.

Развитие вычислительной техники и информационных технологий позволяет вывести математическое моделирование как инструментальное средство для решения задач определения рациональных характеристик сложных технических систем на качественно новый уровень. Применение современных математических пакетов прикладных программ позволяет проводить многосторонние исследования с высокой точностью и с минимальными затратами ресурсов.

В настоящее время беспилотные летательные аппараты (БЛА) приобретают все большую популярность в качестве доступных и относительно недорогих технических средств дистанционного сбора информации, мониторинга окружающей среды, доставки малогабаритных грузов, а также ряда других задач. Одним из перспективных направлений применения БЛА является использование их в составе комплексов охраны объектов, требующих повышенного внимания к обеспечению их безопасности. Примером таких объектов являются аэродромы, объекты атомной энергетики, участки государственной границы и другие важные объекты с протяженностью охраняемого периметра более 20 км. Анализ характеристик мультироторных БЛА, привлекаемых для решения задач охраны, показал, что их дальность беспосадочного полета даже в идеальных условиях составляет 15-20 км. Таким образом, налицо наличие **противоречия в практике** – дальность действия существующих мультироторных БЛА малого класса не обеспечивает возможность облета периметра охраняемого объекта на одном заряде аккумуляторной батареи.

На дальность полета БЛА оказывают определяющее влияние следующие факторы: аэродинамические характеристики БЛА, имеющиеся на борту энергетические ресурсы, тяговооруженность винтомоторной группы, а также законы управления динамикой полета. Сложность и противоречивость

показателей, характеризующих качество оптимизации параметров каждой группы факторов, определяют необходимость использования моделирования для оценки их совместного влияния на продолжительность полета.

Вопросами математического моделирования для обоснования характеристик летательных аппаратов занимаются многие отечественные и зарубежные исследователи Моисеев В.С. Агеев А.М., Макаров И.В., Лебедев А. А., Чернобровкин Л. С, Матвеев, А.В., Махуков А.А., Свердлов С.З., Jerry Krasner, M. Rena, и др..

В работе Матвеева А.В. и Махукова А.А. рассматривается совместное использование имитационного моделирования в среде Matlab/Simulink и результатов летных испытаний для обоснования характеристик БЛА малого класса, но для летательного аппарата самолетного типа.

Таким образом, разработка математической модели мультироторного БЛА для расчета прогнозируемой дальности полета, а также обоснования рациональных характеристик винтомоторной группы и аккумуляторных батарей по критерию максимальной дальности является актуальной задачей, однако она не получила еще достаточного освещения в литературе. В силу чего существует следующее противоречие в науке - известные математические модели, численные методы и комплексы программ не позволяют осуществить выбор рациональных характеристик мультироторного БЛА малого класса по критерию максимальной дальности.

Математическое моделирование процесса управления динамикой полета БЛА осуществляется на основе уравнений Эйлера, описывающих движение материальной точки, имеющей шесть степеней свободы и три управляющих параметра. Поэтому задача динамического управления движением мультироторного БЛА может быть решена только численным методом.

Наличие ограничений и допущений может привести к тому, что применение математической модели не даст достоверных результатов, и прогноз по дальности полета БЛА может оказаться неверным. Для устранения ошибок, связанных с введенными ограничениями и допущениями, а также возможным наличием

неучтенных факторов, необходимо объединение результатов работы фрагментов математической модели с выходными сигналами реально работающего оборудования в единой имитационной модели.

Имитационная модель, функционирующая на основе сопряжения бортового контроллера мультироторного БЛА малого класса, и математической модели, реализованной в среде Matlab/Simulink, и программное обеспечение наземной станции управления, образуют комплекс программ для выбора рациональных характеристик БЛА по критерию максимальной дальности.

Актуальность и практическая значимость разработки комплекса программ связана с сокращением затрат рабочего времени на проектирование и отладку новых и модернизацию существующих БЛА по критерию максимальной дальности. Дополнительным преимуществом комплекса программ является возможность его использования для тренировки операторов дистанционного пилотирования БЛА.

**Целью диссертационного исследования** является повышение дальности полета мультироторного БЛА малого класса.

**Объект диссертационного исследования** – мультироторные БЛА малого класса, предназначенные для охраны протяженных объектов.

**Предметом диссертационного исследования** является научно-методический аппарат повышения дальности полета мультироторного БЛА малого класса.

**Научная задача исследования** состоит в разработке математических моделей, численного метода и комплекса программ для выбора рациональных характеристик БЛА по критерию максимальной дальности.

В данной постановке научная задача формулируется впервые. При этом научная задача и цель исследования соответствует специальности 05.13.18 – Математическое моделирование, численные методы и комплексы программ (технические науки) по следующим пунктам паспорта специальности: п.п. 1) разработка новых математических методов моделирования объектов и явлений; п.п. 3) разработка, обоснование и тестирование эффективных вычислительных

методов с применением современных компьютерных технологий; п.п. 4) реализация эффективных численных методов и алгоритмов в виде комплексов проблемно-ориентированных программ для проведения вычислительного эксперимента; п.п. 8) разработка систем компьютерного и имитационного моделирования.

Учитывая обширность предметной области синтеза БЛА на основе математического моделирования, численных методов и комплексов программ, разнообразие и развитие задач, решаемых с использованием БЛА, были введены следующие **рамки исследования**:

новые условия, определяющие актуальность и практическую значимость исследования, связаны с развитием технической оснащенности и развитием способ осуществления охраны протяженных объектов;

новые факторы, определяющие новизну исследования, связаны с учетом влияния законцовок лопастей винтов на особенности перетекания воздушного потока, а также учет влияния разрядных процессов, протекающих в АКБ на выбор скорости полета по критерию максимальной дальности;

рассматриваемый прототип – мультироторный БЛА малого класса с базированием в транспортно-пусковом контейнере;

показатель качества – максимальная дальность полета;

критерий выбора предпочтительного варианта характеристик – максимизация показателя качества.

Для решения общей научной задачи проведена её декомпозиция и определены частные задачи исследования:

1. Разработка математической модели воздушных винтов, бесколлекторных двигателей и аккумуляторных батареи (АКБ).

2. Разработка математической модели процесса управления динамикой полета БЛА.

3. Разработка численного метода управления динамикой вращательного движения мультироторного БЛА.



4. Разработка имитационной модели мультироторного БЛА для оценки дальности полета.

5. Разработка комплекса программ для выбора рациональных характеристик БЛА по критерию максимальной дальности.

**Основные положения, выносимые на защиту:**

1. Математическая модель воздушных винтов мультироторных БЛА.  
2. Математическая модель процесса управления динамикой полета БЛА.  
3. Численный метод динамического управления вращательным движением мультироторного БЛА.

4. Имитационная модель мультироторного БЛА для оценки дальности полета.

5. Комплекс программ для выбора рациональных характеристик БЛА по критерию максимальной дальности.

**Научная новизна результатов:**

**В области математического моделирования:**

1. Разработана математическая модель воздушных винтов, в которой в дополнение к известным выражениям расчета тяги и момента сопротивления вращению добавлены корректирующие функции, учитывающие специфику перетекания воздушного потока на законцовке лопасти винта.

2. Разработана математическая модель процесса управления динамикой полета БЛА, в которой для обеспечения максимальной дальности полета производится корректировка скорости в зависимости от потребляемой от АКБ мощности.

**В области численных методов:**

3. Разработан численный метод управления динамикой вращательного движения на основе метода бэкстепинга в котором за счет введения новой переменной – ошибки формирования угловой скорости, обеспечивается плавность уменьшения углового ускорения при подходе к целевому значению угла управления, снижается число переключений и уменьшается общее количество управляющих переменных.

**В области использования комплекса программ:**

4. Разработан комплекс программ для выбора рациональных характеристик мультироторного БЛА по критерию максимальной дальности, особенностью которого является объединение программного обеспечения бортового контроллера управления полетом, имитационной модели мультироторного БЛА, реализованной с использованием пакета прикладных программ Simulink, и программного обеспечения наземной станции управления. Работа комплекса осуществляется в реальном масштабе времени.

Имитационная модель мультироторного БЛА объединяет разработанные математические модели и численный метод и позволяет выполнять оценку дальности полета БЛА в зависимости от параметров винтомоторной группы, параметров АКБ и параметров траекторного управления в различных условиях применения БЛА.

**Теоретическая значимость работы заключается** в развитии научно-методического аппарата моделирования процессов влияния воздушных винтов, электрических двигателей, аккумуляторных батарей и методов управления динамикой движения мультироторного БЛА малого класса на выбор рациональных характеристик БЛА по критерию максимальной дальности полета.

**Практическая значимость исследования.** Основные теоретические результаты работы доведены до уровня их практического применения в составе комплекса программ для выбора рациональных характеристик БЛА по критерию максимальной дальности.

Выработаны рекомендации и приведен пример использования комплекса программ для обоснования рациональных характеристик БЛА, используемого в составе комплекса охраны протяженных объектов.

**Достоверность и обоснованность** полученных в диссертационной работе теоретических результатов и формируемых на их основе выводов подтверждается как экспериментальными данными автора, так и данными других авторов. Кроме того, достоверность полученных результатов обеспечивается использованием основных принципов системного подхода, корректностью применяемого

математического аппарата и использованием современных прикладных математических программ.

**Методология и методы исследования.** Для решения поставленных в диссертационной работе научных задач использованы методы теории чисел, линейной алгебры, численных методов, математического и программного моделирования, системного анализа, теории вероятностей, регрессионного анализа, дискретной математики.

**Реализация и внедрение результатов работы.**

Результаты диссертационной работы:

внедрены ООО «Стилсофт» г. Ставрополь в процесс разработки системы управления мультироторным БЛА и БЛА «Альбатрос П2», акт внедрения приведен в приложении Б, (Рисунок Б.1);

использованы в учебном процессе кафедры инфокоммуникаций Северо-Кавказского Федерального Университета в рамках лабораторного практикума дисциплины «Методы моделирования и оптимизации» направления подготовки 11.04.02 Инфокоммуникационные технологии и системы связи, направленность/профиль «Системы и устройства радиотехники и связи», акт внедрения приведен в приложении Б, (Рисунок Б.2);

– отражены в отчетах о ПНИЭР научных исследований, проводимых СКФУ в рамках проекта «Разработка роботизированного беспилотного летательного аппарата мультироторного типа с использованием бесплатформенной инерциальной навигационной системы» Федеральной Целевой Программы на 2014 – 2020 годы (уникальный идентификатор RFMEFI57818X0222) при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации, при непосредственном участии автора.

**Апробация результатов исследования.**

Основные результаты работы докладывались и обсуждались на следующих научных конференциях: V международная научно-практическая конференция «Актуальные проблемы современной науки» (Ставрополь 2016 г.); VI Всероссийская научная конференция с международным участием

«Информационные технологии интеллектуальной поддержки принятия решений» (Ставрополь-Уфа, 2018); Всероссийская научно-техническая конференция «Студенческая наука для развития информационного общества» SDIS -2019 (Ставрополь, 2019).

**Публикации.** Материалы диссертационного исследования апробированы автором и представлены в публикациях. По теме диссертации опубликовано 19 работ, общим авторским объемом 2,63 п.л, в том числе 7 статей в рецензируемых научных журналах, рекомендованных ВАК при Минобрнауки России; 2 статьи в изданиях, входящих в международную базу данных Scopus; 1 статья в издании, входящем в международную базу данных Web of Science; 7 свидетельств о государственной регистрации программ для ЭВМ, 3 патента на изобретение, 1 патент на полезную модель, 1 заявка на регистрацию изобретения, 2 итоговых отчета о проведении научно-исследовательских работ.

**Личное участие соискателя в получении результатов.**

Все изложенные в работе результаты исследований получены при непосредственном участии автора.

В работах в соавторстве соискателю принадлежит одна из ведущих ролей в формировании идей, разработки методов и способов, алгоритмов и их решения, программной реализации математических моделей.

В работе, результаты которых опубликованы совместно с Адамчук А.С. [1], авторский вклад составляет обоснование актуальности исследования и математическое решение поставленной задачи. В работе, результаты которой опубликованы совместно с Адамчук А.С., Амироковым С.Р. [2], авторский вклад состоит в обосновании актуальности исследования и создании математической модели. В работе, результаты которой опубликованы совместно с Исаевым М.А., Адамчук А.С. [3], вклад автора состоит в обосновании актуальности и программной реализации результатов исследований. В работах, результаты которых опубликованы совместно с Мельниковым С.В., Исаевым М.А., Линцом Г.И. [4], вклад автора заключается в обосновании целесообразности исследований, разработке структуры и программной реализации имитационной

модели. В работе [5], результаты которой опубликованы совместно с Баженовым. А.В, Гривенной Н.В., Мельниковым С.В. авторский вклад состоит в обосновании использования БЛА для решения задач поиска. В работе [6], результаты которой опубликованы совместно с Линцом Г.И., Исаевым М. А., автор выполнил разработку численного метода. В работе [7], результаты которой опубликованы совместно с Исаевым М.А., Кудиновым Н.В., Мироненко Р.С., вклад автора заключается в обосновании целесообразности исследований и постановке задачи. Также, в работах, результаты которых опубликованы совместно с Линцом Г.И., Исаевым М.А., и Никулиным В.И. Мельниковым С.В. [8,9], авторским вкладом является постановка задачи исследования и программная реализация имитационных моделей.

### **Структура и объем работы.**

Диссертационная работа состоит из введения, пяти разделов, заключения, обозначений и сокращений, списка затекстовых ссылок, списка литературы, включающего 108 источников, 2 приложений и изложена на 196 страницах машинописного текста.

### **Содержание работы**

**Во введении** обосновывается актуальность, сформирована цель и основные положения, выносимые на защиту; определена научная новизна и практическая значимость работы.

**Первый раздел** диссертации – обзорный. В этом разделе рассмотрены вопросы применения мультироторного БЛА в составе комплекса охраны протяженных объектов. Определены требования к характеристикам мультироторного БЛА, для успешного выполнения двух ключевых режимов применения мультироторных БЛА: мониторинга периметра охраняемого объекта и вылет к месту срабатывания охранного датчика для последующего поиска нарушителя.

Выполнен обзор характеристик современных мультироторных БЛА малого класса и сделан вывод о несоответствии максимальной дальности БЛА,

используемых в комплексах охраны протяженных объектов, предъявленным требованиям и, следовательно, необходимости повышения максимальной дальности.

Произведен анализ методов повышения дальности полета мультироторного БЛА и выбран предпочтительный путь, основанный на математическом моделировании БЛА, позволяющий максимально учесть все факторы, влияющие на дальность полета.

В конце раздела определяется цель исследования, ставятся научная задача исследования и на основе её декомпозиции – частные научные задачи исследования.

**Второй раздел** посвящен разработке математических моделей винтомоторной группы и аккумуляторной батареи. Проведен анализ этих моделей, сделаны выводы о применимости моделей и достоверности получаемых результатов.

**В третьем разделе** разработан численный метод динамического управления вращательным движением мультироторного БЛА. Данный метод совместно с разработанными ранее математическими моделями воздушных винтов, бесколлекторных двигателей и АКБ стал основой имитационной модели мультироторного БЛА для оценки дальности полета.

**В четвертом разделе** произведено формирование комплекса программ для выбора рациональных характеристик БЛА по критерию дальности полета.

Формирование комплекса осуществлено за счет объединения программного обеспечения бортового контроллера управления полетом БЛА, реализующего численный метод управления вращательным движением, имитационной модели мультироторного БЛА, работающей в персональной ЭВМ и программного обеспечения их информационного обмена в реальном масштабе времени.

Произведена серия летных экспериментов, подтверждающая возможность использования комплекса для выбора рациональных характеристик БЛА по критерию максимальной дальности.

**В пятом разделе** представлены практические рекомендации по использованию комплекса программ. Приведен пример использования комплекса для обоснования характеристик мультироторного БЛА, предназначенного для работы в составе комплекса охраны протяженных объектов. Сделано сравнение характеристик опорного варианта БЛА и разработанного с использованием программного комплекса.

**В заключении** сделаны выводы по всем этапам исследования.

В Приложении А приведены структурные схемы моделей, разработанные с использованием пакета математического моделирования Simulink.

# **1 Анализ состояния вопроса повышения дальности полета мультироторного БЛА**

## **1.1 Анализ противоречий в практике эксплуатации мультироторных БЛА малого класса**

В настоящее время благодаря развитию информационных технологий существенно расширяется применение беспилотных авиационных систем, а также комплексных решений на их основе [10-12]. Одним из перспективных направлений применения являются автоматизированные системы мониторинга и охраны объектов гражданской и военной инфраструктуры. Включение в состав комплексной системы безопасности беспилотных летательных аппаратов (БЛА) позволяет расширить их функциональные возможности [13,14].

В соответствии с классификацией, представленной в [15], исследуемые в диссертационной работе БЛА относятся к классу малых, который в свою очередь делится по дальности действия на подклассы нано, микро и мини.

Мультироторные БЛА малого класса с дальностью действия менее 40 км и продолжительностью полета менее 4 часов, широко используются в качестве составной части комплексной системы безопасности, предназначенные для осуществления охраны и мониторинга удаленных объектов [16]. Структура комплексной системы безопасности объекта (КСБО) с использованием БЛА представлена на рисунок 1.1.

В состав КСБО входят средства контроля в виде датчиков и видеокамер, расположенных на территории охраняемого объекта, автоматизированное рабочее место (АРМ) оператора, контейнер базирования и БЛА. Система позиционирования обеспечивает посадку БЛА на площадку контейнера



базирования с заданной точностью. Контейнер базирования обеспечивает защиту БЛА от неблагоприятных факторов внешней среды, заряд или автоматическую замену его аккумуляторных батарей (АКБ).

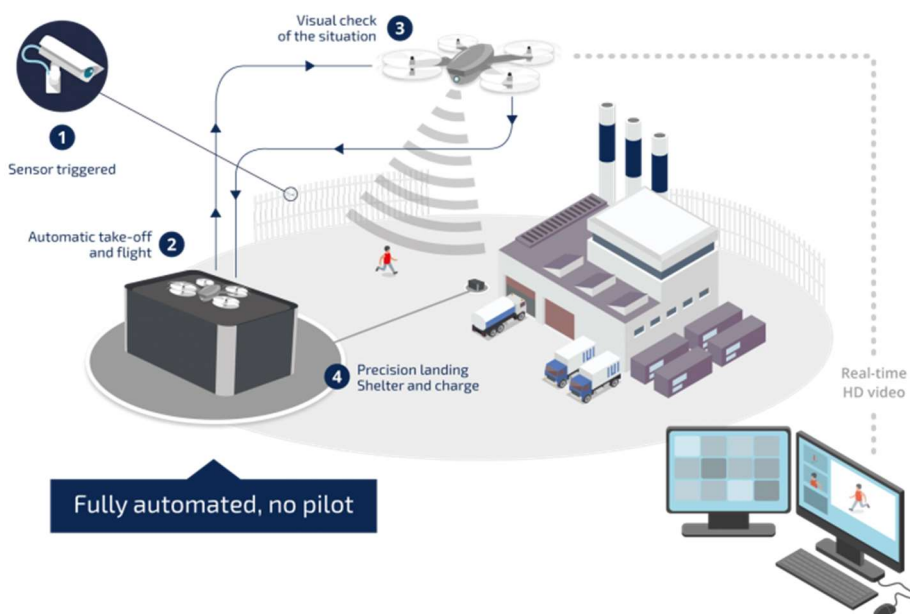


Рисунок 1.1 – Комплексная система безопасности объекта с использованием мультироторного БЛА

Наиболее востребованным является применение БЛА для охраны протяженных объектов, таких как аэродромы, участки государственной границы, объекты атомной энергетики и т.п. (таблица 1.1). Протяженность периметра таких объектов превышает 20 км при этом время реакции на срабатывание датчиков периметровой охраны, должно быть минимальным.

Таблица 1.1 – Протяженность типовых объектов охраны

Название охраняемого объекта	Протяженность периметра
Аэродром	22-24 км
Участок государственной границы	до 25 км
Объекты атомной энергетики	18-26 км

Проведенный анализ применения БЛА в составе КСБО, показал, что он может использоваться в двух режимах: мониторинга и тревожного реагирования [16].

Реализация режима мониторинга протяженного объекта определяет оценочные требования к максимальной дальности беспосадочного полета БЛА на крейсерской скорости. Так при продолжительности периметра аэродрома в 20 км и скорости полета 10 м/с продолжительность полета должна быть не менее 33 мин.

Увеличение дальности полета БЛА позволит в данном случае расширить область непрерывного мониторинга, осуществляемого одним мультироторным БЛА, на одном заряде АКБ.

Режим тревожного реагирования требует нахождения БЛА в постоянной готовности к вылету. Вылет БЛА может быть инициирован различными способами – срабатыванием датчика на охраняемом объекте или его периметре, поступлением информации о возможном проникновении, вызовом от тревожной группы и др. [16]. После поступления команды на вылет, БЛА должен за минимальное время достигнуть заданной зоны и находиться в ней необходимое время, выполняя задачу по поиску нарушителя. Во время полета информация с целевой нагрузки транслируется на АРМ оператора. При обнаружении нарушителя оператор БЛА производит его идентификацию и при необходимости выполняет его сопровождение до момента прибытия оперативной группы. По выполнении задачи или израсходования заряда АКБ, БЛА должен вернуться и произвести автоматическую посадку в контейнер базирования [15,16].

Увеличение дальности и, соответственно, времени полета существенно расширяет возможности оператора по выбору методов идентификации нарушителя, а также позволяет сопровождать нарушителя даже за пределами зоны мониторинга.

Для задачи тревожного реагирования дальность полета и время полета оценивается по длине участка прямолинейного полета в заданную точку, барражированием над участком ограниченной площади (вплоть до зависания над точкой), возвратом на место вылета, а также временем взлета и посадки.

Поиск нарушителя осуществляется в зоне в виде полуокружности с центром в месте срабатывания датчика

Площадь зоны определяется выражением

$$S = \pi r^2 / 4 \quad (1.1)$$

где  $r = V_n \cdot t_n$  – радиус полуокружности, равный произведению скорости перемещения нарушителя и времени полета (времени начала поиска) к месту срабатывания датчика.

На рисунке 1.2 показаны графики зависимости площади зоны поиска от скорости движения нарушителя и времени полета к месту начала поиска.

Время поиска нарушителя определяется размерами зоны поиска, площадью мгновенной зоны обзора технических средств обнаружения и скоростью полета БЛА.

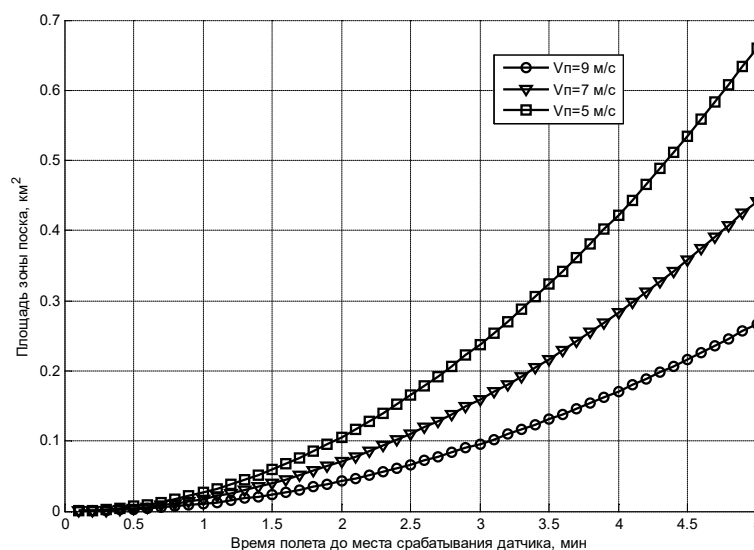


Рисунок 1.2 – Графики зависимости площади зоны поиска от скорости движения нарушителя и времени полета к месту начала поиска

На рисунке 1.3 показаны графики зависимости потребного времени просмотра зоны предполагаемого нахождения нарушителя от размеров мгновенной зоны обзора и скорости полета БЛА.

Как следует из анализа рисунков 1.2 и 1.3, задержка перелета БЛА к месту начала поиска на 3 минуты приводит к увеличению площади зоны поиска до  $0,2 \text{ км}^2$ . В свою очередь при ширине зоны обзора видеокамеры (тепловизора или

иногo технического средства обнаружения объекта) 100 м (площади  $0,0126 \text{ км}^2$ ) при скорости полета БЛА  $9 \text{ м/с}$  время просмотра зоны поиска составляет 0,1 часа или 6 минут. За это время нарушитель может удалиться от места срабатывания датчика на такое расстояние, что применение БЛА становится нецелесообразным.

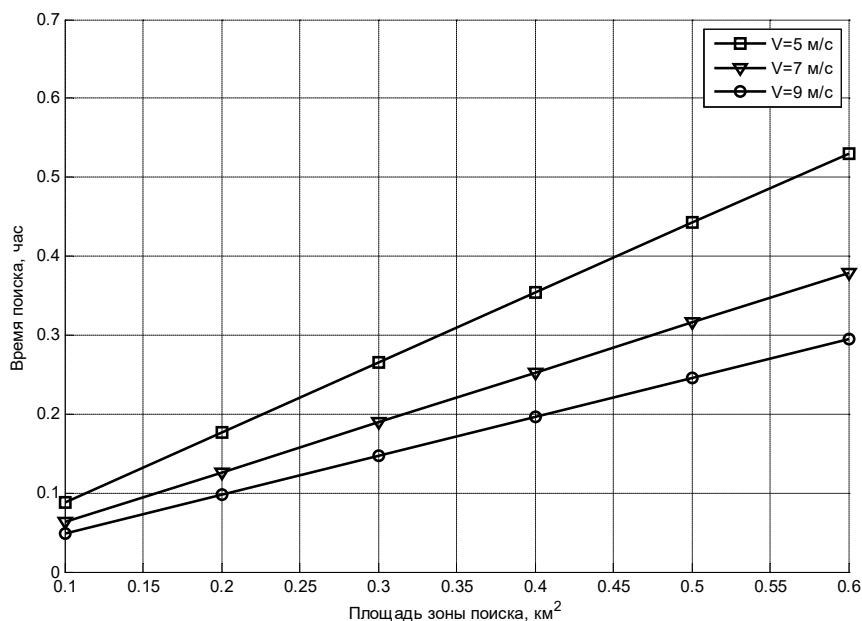


Рисунок 1.3 – графики зависимости потребного времени просмотра зоны предполагаемого нахождения нарушителя от размеров мгновенной зоны обзора и скорости полета БЛА

Еще сложнее организовать поиск нарушителя при использовании периметровых датчиков, не позволяющих детализировать место проникновения на охраняемую территорию. В этом случае БЛА должен вылететь в ближайшую точку начала линии периметра и приступить к поиску нарушителя перемещаясь вдоль границы.

Таким образом, для задач охраны протяженных объектов БЛА должен иметь продолжительность полета не менее 33 минут, максимальную скорость полета не менее  $11 \text{ м/с}$ , при этом полезная нагрузка должна обеспечивать ширину зоны поиска не менее 100 м с необходимым для обнаружения нарушителя разрешением.

Кроме этого, исходя из функционального предназначения, к БЛА, входящему в комплексную систему безопасности объекта, предъявляются следующие требования [15, 16]:

- возможность круглосуточного использования;
- постоянная готовность к вылету;
- радиус действия не менее 7 километров;
- максимальная высота точки старта 2000 метров над уровнем моря при максимальной высоте полета 200 метров;
- скорость полета должна обеспечивать требуемую оперативность прибытия в заданную точку, находящуюся на максимальном удалении от места базирования;
- время полета должно быть достаточным для выполнения поиска, идентификации причины нарушения, сопровождения нарушителя до прибытия оперативной группы, а также безопасного возвращения в контейнер базирования;
- эксплуатация в диапазоне температур от  $-30^{\circ}\text{C}$  до  $+45^{\circ}\text{C}$ ;
- возможность автоматической посадки в стартовый контейнер [17,18].

Рассмотрим приведенные выше требования с целью анализа характеристик мультироторных БЛА (объекта исследования), входящего в состав КСБО.

Эксплуатацию БЛА в любое время суток, может обеспечивать полезная нагрузка в виде совмещенных видеокамеры с 10-30 кратным оптическим увеличением и тепловизора, которые размещены на стабилизированном в трех плоскостях подвесе. Совмещение изображения видеокамеры и тепловизора в одном кадре существенно расширяет поисковые возможности БЛА, позволяя в дневное время распознавать нарушителей в маскировочной одежде, а в ночное время использовать инфракрасное излучение окружающих объектов и на этой основе создавать чёткие тепловые изображения, основываясь на разнице температур объектов. Анализ представленных на рынке известных решений показывает, что ожидаемая масса подвеса полезной нагрузки БЛА составляет 1 кг [19,20].

Для удовлетворения требования постоянной готовности, после посадки, БЛА должен с максимальной оперативностью быть подготовлен к повторному вылету. Это требование достигается ускоренным зарядом АКБ (менее 1 часа) или её автоматической заменой. Поэтому, используемые АКБ должны иметь возможность ускоренного заряда, а их конструктивные характеристики и узлы крепления допускать автоматическую замену.

Оснащённость охраняемого объекта техническими средствами влияет на тактику применения БЛА в режиме тревожного реагирования и определяет требования к времени и скорости его полета. Наличие только датчиков на периметре охраняемого объекта, определяющих факт воздействия на ограждение, не позволяет определять направление движения нарушителя после проникновения на объект, что существенно увеличивает район поиска, размер которого зависит от времени подлета БЛА. Оснащение охраняемого объекта техническими средствами, позволяющими определять направление движения нарушителя после проникновения, позволяет значительно уменьшить район поиска и увеличить вероятность его обнаружения. Вероятность обнаружения движущегося нарушителя, который стремится исключить факт своего присутствия, носит случайный характер [21]. Поиск цели при различных условиях является важной прикладной задачей и предметом исследований, которые изложены в [22].

Для удовлетворения требований к заданному диапазону температур (от  $-30^{\circ}\text{C}$  до  $+45^{\circ}\text{C}$ ) в конструкторских решениях БЛА должны быть учтены тепловые режимы работы бортового радиоэлектронного оборудования. Инерциальные датчики, используемые для построения системы управления калибруются в определенном диапазоне температур. Выход за их границы приводит к ухудшению точностных характеристик позиционирования БЛА в пространстве. Основными источниками тепла на борту БЛА являются приемо-передающие устройства и аккумуляторная батарея.

В качестве АКБ в данном классе мультироторных БЛА используются литий-полимерные (Li-Pol) или литий-ионные (Li-Ion) аккумуляторные ячейки, из

которых собираются батареи с требуемыми характеристиками. Во время полета происходит нагрев АКБ.

Температура корпуса АКБ при высоких токах нагрузки может увеличиваться более чем на 20 градусов от своего начального значения [23].

Аккумуляторные ячейки Li-Pol выпускаются в мягких полимерных корпусах и имеют склонность к изменению геометрических характеристик при высоких температурах ( $+60^{\circ}\text{C}$  и выше), превышении максимального значения тока и при глубоком разряде.

Отметим, что при снижении температуры Li-Pol и Li-Ion аккумуляторов происходит существенный рост внутреннего сопротивления ячейки. Так при изменении температуры от  $+25^{\circ}\text{C}$  до  $-10^{\circ}\text{C}$  внутреннее сопротивление ячейки увеличивается в 10 раз. Падение напряжения на внутреннем сопротивлении АКБ при отрицательных температурах достигает такой величины, что взлет БЛА становится невозможным. В связи с влиянием температуры на свойства АКБ, необходимо обеспечить её эффективное охлаждение при высоких температурах и подогрев при низких, обеспечивая требуемую температуру не ниже  $+15^{\circ}\text{C}$ .

Проведем анализ существующих БЛА малого класса с позиций, рассмотренных выше требований. В настоящее время в России разработаны и используются следующие типы БЛА для решения задач охраны и мониторинга удаленных объектов. Комплекс «Феникс» на базе БЛА квадрокоптерного типа, может использоваться самостоятельно или интегрироваться в комплексную систему безопасности. Он предназначен для воздушного наблюдения за удаленными объектами и доставки мелкогабаритных грузов. БЛА входящий в состав комплекса «Феникс» имеет следующие характеристики: время полета до 60 минут, максимальный радиус действия до 15 км, максимальная скорость полета до 20 м/сек, масса без дополнительной нагрузки 5.3 кг, максимальная грузоподъемность 5 кг. При работе в составе комплексной системы безопасности БЛА базируется на открытой площадке, на которой осуществляется заряд аккумуляторной батареи [24]. Форма корпуса данного БЛА при полете с горизонтальной скоростью создает существенную отрицательную подъемную

силу, что позволяет выполнять полет на максимальной скорости непродолжительное время. Аккумуляторная батарея находится в корпусе БЛА, что в летнее время может вызывать повышение внутренней температуры выше допустимой.

Квадрокоптер СОЕХ «Пеликан» предназначен для автономного выполнения задач мониторинга. Совместно с зарядной станцией позволяет выполнять автоматический мониторинг объектов, в систему охраны не интегрирован. Он обладает следующими характеристиками: время полета до 45 минут, максимальный радиус действия не указан, максимальная скорость полета до 70 км/ч, масса без дополнительной нагрузки 7.2 кг, максимальная масса полезной нагрузки 2.8 кг [25]. Производитель не указывает дальность полета, а также с какой нагрузкой обеспечивается полетное время 45 минут. Аккумуляторная батарея находится в корпусе БЛА, что в летнее время эксплуатации может вызвать перегрев бортового оборудования.

К сожалению, практически все производители БЛА, публикуя их характеристики, не указывают условий измерения времени и дальности полета, а для максимальной скорости не указывают время или дистанцию, на которой данная скорость может быть обеспечена [26].

Одним из форвардов промышленного производства БЛА малого класса, предназначенного для охраны объектов, является компания Стилсофт г. Ставрополь. Компанией Стилсофт производится комплекс контроля прилегающей территории на основе беспилотных летательных аппаратов «Альбатрос П» и «Альбатрос 2». Комплекс предназначен для осуществления охраны периметра объекта, участков государственной границы, крупных промышленных предприятий [27]. Конструктивно комплекс состоит из беспилотного летательного аппарата с целевой нагрузкой, стартового контейнера и автономного рабочего места (АРМ) оператора.

На рисунке 1.4 показаны графики зависимости продолжительности полета от высоты нахождения стартовой позиции.



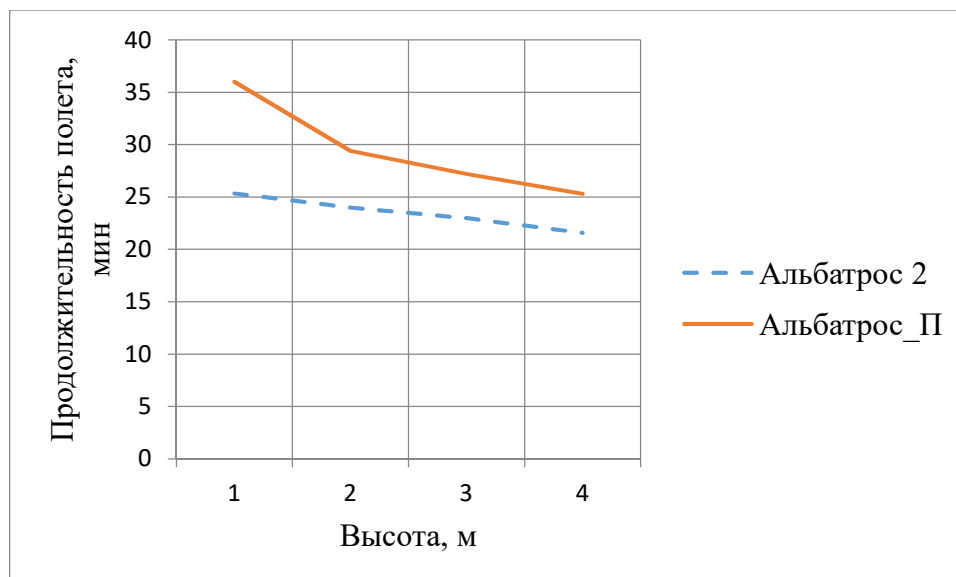


Рисунок 1.4 – Графики зависимости продолжительности полета от высоты нахождения стартовой позиции

Как следует из характеристик, приведенных на рисунке 1.4, ни один из БЛА не обеспечивает требуемой продолжительности полета при нахождении охраняемого объекта выше 500 м. БЛА «Альбатрос П» при совпадении благоприятных условий полета может достигать следующих параметров: время полета до 38 минут с полезной нагрузкой массой 0.4 кг, максимальный радиус действия до 6 км, максимальное расстояние, преодолеваемое за один вылет до 20 км, максимальная скорость полета 60 км/ч, крейсерская скорость 38 км/ч, масса без дополнительной нагрузки 3.4 кг [27].

Конструкция БЛА «Альбатрос П» имеет еще один недостаток, связанный с расположением АКБ. Li-Ion АКБ находится внутри корпуса, вызывая повышение температуры при максимальной скорости полета.

За рубежом активно используются мультироторные БЛА в качестве элемента систем мониторинга объектов, с автоматическим реагированием на события. Примером этого служит система Autonomous Security Drone Station H3 Dynamics (DBX), состоящая из контейнера базирования и 2-х БЛА типа квадрокоптер, которыми может комплектоваться система в зависимости от решаемых задач. Система DBX может быть подключена к различным информационным сетям и реагировать на сигналы от любого мобильного или

фиксированного датчика [28]. В качестве датчиков могут использоваться: интеллектуальная камера в сети видеонаблюдения; сигнал мобильного телефона; датчик пожара; датчик радара и др. Характеристики используемых в системе DBX квадрокоптеров: вариант 1 – X820 V2 максимальный взлетная масса 14,5 кг, максимальная масса полезной нагрузки 6.25 кг, время полета без полезной нагрузки 45 минут, радиус действия 10 км, максимальная скорость до 90 км/ч. Вариант 2 – Q800X квадрокоптер с соосным расположением воздушных винтов, максимальная взлетная масса 7 кг, максимальная масса полезной нагрузки 1кг, время полета с полезной нагрузкой 1 кг – 20 минут, максимальна скорость до 70 км/ч[18]. БЛА X820 V2 предназначен для доставки грузов. Анализ показал, что при использовании БЛА для целей охраны и мониторинга объектов, он обладает избыточными характеристиками, что определяет его высокую стоимость, а БЛА Q800X обладает малым временем полета при использовании штатной полезной нагрузки.

Автономная система Skeyetech предназначена для решения задач мониторинга и охраны в круглосуточном режиме без вмешательства человека. Эта система может быть подключена к любой информационной сети для обеспечения передачи HD-видео в режиме реального времени в центр службы безопасности [29]. Система комплектуется мультироторным БЛА, который выполнен по схеме квадрокоптер с 8-ю двигателями, расположенными на 4-х лучах соосно. БЛА имеет следующие характеристики: время полета до 25 минут, максимальная скорость до 50 км/ч. Особенностью БЛА является наличие парашютной спасательной системы, вводимой в действие пиротехническим зарядом, что обеспечивает высокую безопасность полетов в городских условиях. Однако данный БЛА обладает непродолжительным временем и скоростью полета.

Комплекс Smart Aerial Monitoring System (SAMS) включает мобильную наземную станцию, которая заряжает БЛА Falcon и обеспечивает комплексную защиту от атмосферных воздействий [30]. Для заряда АКБ БЛА используется беспроводная технология. Falcon имеет продолжительность полета с полезной нагрузкой до 45 минут, максимальную грузоподъемность 2 кг, максимальную

скорость до 104 км/ч. Полет с максимальной скоростью обеспечивается заменой 16-ти дюймовых воздушных винтов, предназначенных для транспортирования грузов на 15-ти дюймовые. Радиус действия составляет 5 км, в одном полете может преодолеть до 14 км, имеет три типа аккумуляторных батарей: 12, 18 и 19,5 А/ч номинальным напряжением 22.2 В [30]. БЛА, входящий в состав данной системы, обладает недостаточной дальностью полета, а для достижения максимальной скорости полета 104 км/ч требуется замена воздушных винтов.

Известен роботизированный комплекс воздушной безопасности Nightingale, который предназначен для патрулирования заданного района, реагирования на нарушение периметра охраняемого объекта [31]. Комплекс может быть интегрирован с другими системами безопасности. Он состоит из базовой станции, устанавливаемой на крыше здания или в другом безопасном месте и БЛА типа квадрокоптер. Базовая станция обеспечивает заряд АКБ за 1 час. Характеристики БЛА: вес 5.5 кг, максимальное время полета 33 минуты; максимальная скорость полета до 80 км/ч; используется литий-полимерная аккумуляторная батарея емкостью 22А/ч и номинальным напряжением 22.2 В. В качестве полезной нагрузки несет видеокамеру, совмещенную с тепловизором. Заявленная скорость ветра для автоматической посадки 13 м/с [31]. Однако БЛА входящий в состав комплекса Nightingale обладает недостаточным временем полета.

Анализ характеристик БЛА малого класса иностранного производства показал возможность реализации комплекса охраны периметра протяженных объектов на их основе, в тоже время характер охраняемых объектов не допускает применение оборудования иностранного производства.

На рисунке 1.5 показаны круговые диаграммы, характеризующие соотношение основных характеристик БЛА «Альбатрос 2», выбранного в качестве опорного, по отношению к требуемым характеристикам для идеальных условий (а) и при наличии встречного ветра до 3 м/с (б).

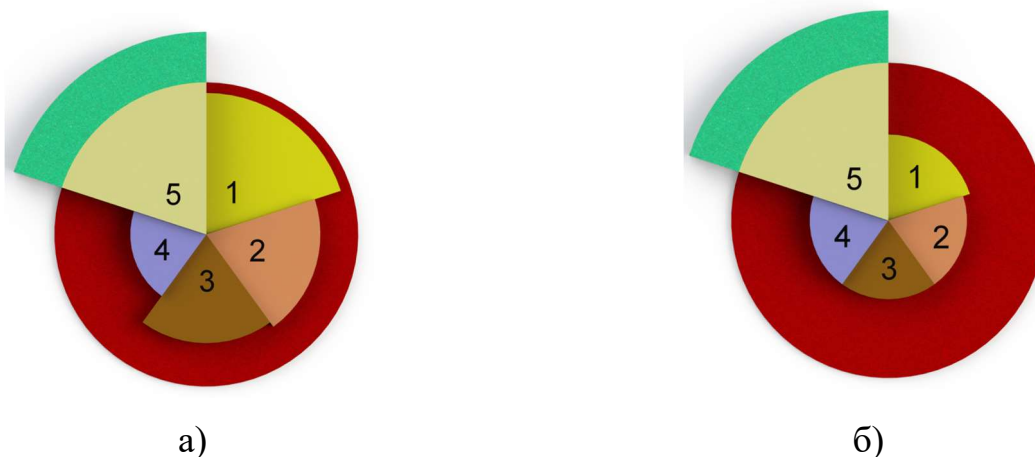


Рисунок 1.5 – Круговые диаграммы, характеризующие соотношение основных характеристик БЛА «Альбатрос 2», выбранного в качестве опорного, по отношению к требуемым характеристикам для идеальных условий (а) и при наличии встречного ветра до 3 м/с (б)

На рисунке 1.5 приняты следующие обозначения:

1. Продолжительность полета, мин;
2. Максимальная дальность полета, км;
3. Крейсерская скорость, м/с;
4. Масса полезной нагрузки, кг;
5. Максимальная абсолютная высота точки старта, м.

Как следует из рисунка 1.5 а, б – только по одному из ключевых параметров опорный БЛА удовлетворяет поставленным требованиям. При наличии неблагоприятных условий расхождение между требуемыми и имеющимися характеристиками достигает 50 процентов.

Таким образом, в результате выполненного анализа можно сделать следующие выводы:

– заявленные характеристики по времени и дальности полета БЛА «Пеликан» и «Феникс» определяются только емкостью АКБ, носят оценочный характер и не учитывают условия полета (скорость, высоту, ветровую нагрузку и т.д.);

– характеристики опорного БЛА «Альбатрос 2» не обеспечивают требуемых характеристик по дальности и продолжительности полета во всем диапазоне условий применения;

– применение БЛА малого класса иностранного производства не представляется возможным ввиду характера охраняемых объектов.

Определено противоречие в практике, заключающееся в том, что дальность действия существующих мультироторных БЛА малого класса не обеспечивает возможность облета периметра охраняемого объекта на одном заряде АКБ.

## **1.2 Анализ научно-методического аппарата повышения дальности полета мультироторных БЛА малого класса**

Современные БЛА, в том числе малого класса, являются сложными системами с большим количеством элементов, большим количеством режимов, разнообразными вариантами оснащения бортовым оборудованием. Для проектирования сложных систем широко используется универсальный аппарат математического моделирования.

Разработка математических моделей БЛА для обоснования их характеристик становится в инженерной практике все более актуальной задачей.

Вопросами математического моделирования для обоснования характеристик летательных аппаратов занимаются многие отечественные и зарубежные исследователи Моисеев В.С. Агеев А.М., Макаров И.В., Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С, Матвеев А.В., Махуков А.А., Свердлов С.З. Jerry Krasner, M. Pena, и др.

Математическому моделированию мультироторных БЛА посвящено большое количество публикаций [33-44]. Наиболее часто предметом исследований становились вопросы построения управления пространственной ориентацией [34, 39, 40, 42- 45]. Вопросам моделирования процесса управления полетом по заданной траектории посвящена работа [41]. Моделированию

возникающих в полете аэродинамических эффектов, посвящены работы [33, 34, 35]. Вопросы компоновки, продолжительности полета, выбора оптимального аккумулятора рассматриваются в работах [46-48]. Задачи оптимизации винтомоторной группы рассматриваются в работах [49-51]. Вопросы предварительного проектирования мультироторного БЛА для получения максимального времени полета рассматриваются в [52, 53].

В работе Матвеева А.В. и Махукова А.А. рассматривается совместное использование имитационного моделирования в среде Matlab/Simulink и результатов летных испытаний для обоснования характеристик БЛА малого класса, но для летательного аппарата самолетного типа [32].

В общем случае движение БЛА складывается из поступательного движения его центра масс со скоростью  $\vec{V}$  и вращения вокруг центра масс с угловой скоростью  $\vec{\omega}$ . Поступательное движение центра масс БЛА описывается в неподвижной инерциальной системе координат  $F^I$ . Ускорение БЛА в инерциальной системе координат возникает за счет изменения направления вектора суммарной силы тяги  $F_T$ , создаваемой четырьмя воздушными винтами. Вращение вокруг центра масс возникает за счет моментов, создаваемого различной тягой воздушных винтов и крутящими моментами, возникающими при работе воздушных [41, 43, 44].

Наибольшее распространение как в практике использования, так и при создании математических моделей, нашли мультироторные БЛА с четырьмя винтами – так называемые квадрокоптеры.

Традиционно, пространственная ориентация квадрокоптера описывается углами Эйлера-Крылова – креном, тангажем, рысканьем. Управление пространственной ориентацией строится также в углах Эйлера-Крылова.

Общий подход к математическому моделированию квадрокоптеров состоит из нескольких этапов [33,34,37,43]:

Вычисляются вращательные моменты, создаваемые двигателями. На основе решения динамических дифференциальных уравнений, находятся угловые скорости вращения квадрокоптера. Вычисляется матрица перехода от связанной

системы координат  $F^b$  к системе координат, воспроизводящей сопровождающий трёхгранник  $F^1$ . Данная матрица может быть вычислена интегрированием кинематических уравнений в направляющих косинусах или кватернионах. При использовании кватерниона, матрица перехода может быть записана из его компонентов.

Выполняется проекция вектора тяги двигателей из связанной системы координат в опорную. В опорной системе координат решаются дифференциальные уравнения, описывающее движение квадрокоптера в инерциальной системе координат, находятся координаты пространственного положения.

На основании матрицы направляющих косинусов или кватерниона конечного поворота вычисляются углы Эйлера-Крылова, характеризующие текущую пространственную ориентацию.

В зависимости от решаемых задач, система управления формирует желаемую пространственную ориентацию в виде заданных углов крена, тангажа и рысканья.

На основе различных методов, таких как PID, LQR, Sliding Mode, Back Step controller, Integral Back Step controller, формируются управляющие сигналы для двигателей, вращающих воздушные винты [36, 54].

Для моделирования работы воздушных винтов мультироторных БЛА обычно ограничиваются упрощенными соотношениями (1.1):

$$T_g = C_T \omega^2, M_{\text{сопр}} = C_M \omega^2. \quad (1.2)$$

где  $T_g$  – тяга винта;

$M_{\text{сопр}}$  – момент сопротивления вращению воздушного винта;

$C_T$  и  $C_M$  – соответственно, коэффициенты тяги и момента сопротивления;

$\omega_g$  – угловая скорость вращения воздушного винта.

Это ограничение является вполне допустимым для анализа управляемости мультироторного БЛА при ограничении на параметры движения – режим зависания на месте и полет со скоростями до 1-2 м/с [36,43,44]. Описанный выше

подход к моделированию работы воздушного винта не учитывает зависимость тяги от скорости движения относительно окружающего воздуха. Между тем эта зависимость существенно влияет на поведение БЛА при наборе высоты, и горизонтальном полете.

В работе [34] рассматриваются вопросы моделирования динамики полета квадрокоптера с учетом аэродинамических эффектов, такие как тяга воздушного винта в зависимости от угла атаки и скорости полета.

При моделировании полета мультироторного БЛА аккумуляторная батарея рассматривается упрощенно как источник энергии, без учета разрядных характеристик и внутреннего сопротивления.

Наиболее полно вопросы обоснования полетной массы, оптимизации емкости АКБ для обеспечения максимального времени полета, расчет статической тяги воздушного винта с применением методов математического моделирования рассмотрены в работе [55]. Однако в данной работе не в полной мере учитываются характеристики АКБ, и совсем не рассматриваются параметры бесколлекторных электродвигателей.

В публикациях по тематике математического моделирования мультироторных БЛА практически отсутствуют работы, посвященные оценке управляемости в зависимости от высоты полета и атмосферных возмущений. Обычно полет моделируется по отношению к неподвижной воздушной массе.

В результате анализа научно-методического аппарата можно сделать следующие выводы:

- применение методов математического моделирования для исследования мультироторных БЛА является целесообразным, что отражается в большом количестве публикаций по данной теме;
- моделирование динамики полета мультироторного БЛА осуществляется на основе уравнений Эйлера, при этом не учитывается движение воздушных масс;
- для расчета тяги винтомоторной группы используется упрощенная модель, в которой тяга и крутящий момент принимаются прямо пропорциональными квадрату скорости вращения;



– отсутствуют работы, в которых математическое моделирование мультироторного БЛА проводилось бы для расчета прогнозируемой дальности полета, по критерию максимальной дальности.

Таким образом, разработка научно-методического аппарата для расчета прогнозируемой дальности полета, а также обоснования рациональных характеристик винтомоторной группы и аккумуляторных батарей по критерию максимальной дальности является актуальной задачей, однако она не получила еще достаточного освещения в литературе. В силу чего существует следующее противоречие в науке - известные математические модели, численные методы и комплексы программ не позволяют осуществить выбор рациональных характеристик мультироторного БЛА малого класса по критерию максимальной дальности.

### **1.3 Выбор показателей и критерия оценки характеристик БЛА**

В соответствии с целью диссертационных исследований определим показатели и критерии, которые необходимы для достижения максимальной дальности полета БЛА малого класса. Оценку достижения максимальной дальности полета будем рассматривать с позиций системного подхода, в предположении, что данный показатель является функцией многих переменных. В общем случае каждая создаваемая система должна удовлетворять заранее заданным спецификациям (показателям). Основная проблема состоит в том, что их выбор обычно является субъективным и зависит от предпочтений разработчика. Для достижения максимальной дальности полета положим объективный подход математического моделирования и оптимизации на его основе выбора показателей БЛА, не зависящие от предпочтений разработчика.

Разработка математической модели БЛА для повышения дальности предполагает определение совокупности варьируемых параметров, совокупности выходных характеристик, напрямую связанных с дальностью полета и математических выражений, связывающих варьируемые параметры с дальностью полета.

Все варьируемые параметры можно разделить на группы: количественные, значения которых выбираются из множества чисел из некоторого диапазона, и качественные, значение которых задаются не числовым способом.

Качественные характеристики, влияющие на дальность полета БЛА:

- схема размещения винтов на корпусе БЛА;
  - аэродинамическая схема корпуса;
  - место размещения АКБ;
  - тип материала корпуса и отсеков;
  - способ решения навигационных задач;
  - массогабаритная компоновка;
  - электромагнитная совместимость.
- Количественные параметры, влияющие на дальность полета БЛА, разделены на группы.

**По группе воздушных винтов входными (варьируемыми параметрами являются):**

- диаметр воздушного винта  $D_v$ ;
- угол нулевой подъемной силы профиля воздушного винта  $\alpha_0$ ;
- производная коэффициента подъемной силы  $C_y^a$ ;
- число лопастей воздушного винта  $k_l$
- коэффициент сопротивления  $C_x$
- относительный радиус расположения сечения лопасти  $r_o$ ;
- длина хорды сечения лопасти  $b$ ;
- угол установки сечения лопасти  $\varphi_s$ ;

- угловая скорость вращения воздушного винта  $\omega_g$  ;
- скорость воздушного потока по оси воздушного винта  $V_{y_{IV}}$  ;
- массовая плотность воздуха  $\rho$  ;
- поправочный коэффициент момента вращения  $M_k$  ;
- поправочный коэффициент потери тяги  $T_k$  .

Выходными данными, получаемыми в результате варьирования, являются:

- момент сопротивления вращению воздушного винта  $M_{соп}$  ;
- тяга, создаваемая воздушным винтом  $T_g$  .

### **По группе бесколлекторных электродвигателей:**

Входными данными модели являются:

- константа, связывающая обороты ротора и величину противо-ЭДС  $K_v$  ;
- величина момента инерции ротора двигателя  $J_R$  ;
- сопротивление обмотки статора  $R_a$  ;
- константы, для вычисления зависимости тока холостого хода от напряжения питания  $A_1, B_1$  ;

- напряжение питания двигателя  $V_M$  ;
- момент сопротивления вращению воздушного винта  $M_{соп}$  ;
- величина момента инерции воздушного винта  $J_B$  ;

Выходные параметры модели двигателя:

- угловая скорость ротора двигателя  $\omega_r$  ;
- мощность, потребляемая двигателем от источника питания  $P_M$  .

### **По аккумуляторной батарее:**

Входными параметрами модели аккумуляторной батареи являются:

- ток  $I_{bat}$  ;
- температура  $t_{bat}$  ;
- интерполяционная таблица напряжения ячейки АКБ при разомкнутой цепи;

- интерполяционная таблица внутреннего сопротивления ячейки АКБ при разомкнутой цепи;
- число параллельно соединенных ячеек в батарее  $N_p$ ;
- число последовательно соединенных ячеек в батарее  $N_s$ ;
- емкость аккумуляторной ячейки  $C_{bat}$ .

Выходным параметром батареи является напряжение аккумуляторной батареи  $U_{bat}$ .

### **По группе управления динамикой полета.**

Входными данными контроллера, управляющего динамикой полета, являются:

- максимальное значение скорости полета  $V_{max}$ ;
- расстояние до заданной точки в проекции на оси опорной системы координат  $R_x, R_y$ ;
- проекция вектора скорости полета на оси опорной системы координат  $V_x, V_y$ ;
- координаты заданной точки  $R_{xd}, R_{yd}$ ;
- время цикла вычислений  $dt$ ;
- значение ускорения для формирования разгонной динамики  $a_d$
- максимальное значение скорости полета  $V_{max}$ ;
- расстояние до заданной точки в проекции на оси опорной системы координат  $R_x, R_y$ ;
- проекция вектора скорости полета на оси опорной системы координат  $V_x, V_y$ ;
- координаты заданной точки  $R_{xd}, R_{yd}$ ;
- время цикла вычислений  $dt$ ;
- значение ускорения для формирования разгонной динамики  $a_d$ ;
- масштабный коэффициент, определяющий динамику торможения  $k_{br}$ .

Выходными параметрами контроллера динамики полета являются углы крена, тангажа и курса  $(\varphi_d, \theta_d, \psi_d)$  определяющие ориентацию БЛА в пространстве.

Показатели качества, используемые для обоснования облика БЛА малого класса, предназначенного для функционирования в составе комплекса по охране протяженных объектов, разделены на две группы: общие показатели, предназначенные для сравнения БЛА разного функционального назначения и разных производителей; и функциональные показатели, связанные с задачей охраны протяженных объектов.

К первой группе показателей относятся:

максимальная дальность полета  $D_{max}$  – определяемая расстоянием, которое пролетает БЛА за один вылет, при условии прямолинейного и равномерного полета при отсутствии ветра на высоте 10 м с разрядом полностью заряженной АКБ до 20% процентов емкости.

максимальная продолжительность полета  $t_{п max}$  – время, в течении которого БЛА может находиться в режиме висения на заданной высоте 10 м и за которое происходит разряд полностью заряженной АКБ до 20% процентов емкости.

Показателем, определяющим качество решения задачи мониторинга периметровой зоны охраняемого объекта, является максимальная длина периметра  $P_{max}$  охраняемого объекта, обслуживаемого одним БЛА при беспосадочном режиме полета.

Показателем качества решения задачи тревожного вылета является максимальная скорость полета  $V_{max}$  из точки базирования БЛА к месту срабатывания охранного датчика. При этом остаток ресурса АКБ должен обеспечить решение задачи поиска нарушителя в течение заданного времени.

Математическая модель полета мультироторного БЛА должна обеспечивать вычисление всех рассмотренных выше показателей качества, но в целевой функции необходимо вычисление дальности полета.

Показателем, непосредственно участвующим в процедуре выбора рациональных характеристик БЛА, является максимальная дальность полета

$D_{\max}$ , правилом выбора наилучшего варианта характеристик БЛА является максимум дальности полета.

Оценка продолжительности полета производится для случаев, когда несколько альтернативных вариантов облика БЛА не отличаются по показателю дальности  $D_{\max}$

Решение оптимизационной задачи по максимуму дальности полета позволяет произвести обоснованный выбор опорного БЛА. Дальнейшая его компоновка (чаще всего вариантами полезной нагрузки) производится в соответствии с типом решаемой задачи: мониторинг периметра охраняемого объекта или тревожный вылет к месту срабатывания датчика, с использованием соответствующих показателей.

Процесс полета мультироторного БЛА можно представить в виде формальной системы уравнений (1.3):

$$\begin{cases} Y(t) = f[X(t), \Theta(t)] - \text{функция выходов,} \\ \Theta(t) = g[X(t), \Theta(t-1)] - \text{функция переходов,} \\ X(t) = u[Y(t-1)] - \text{функция управления процессом.} \end{cases} \quad (1.3)$$

В реальном процессе исследования доступно только определенное подмножество  $Y(t)$  наблюдаемых параметров и ограниченное подмножество  $X(t)$  управляемых факторов. Поэтому математическая модель БЛА с точки зрения исследователя имеет вид:

$$\begin{cases} f'[X'(t), \Theta'(t)] = Y'(t), \\ g'[X'(t), \Theta'(t)] = \Theta'(t+1). \end{cases} \quad (1.4)$$

В силу наличия множества факторов, влияющих на полет БЛА, показатели функционирования не могут быть представлены детерминированной функцией от факторов, воздействующих на БЛА. Показатели функционирования в данном случае являются случайными величинами, зависящими от известных и неизвестных внешних и внутренних факторов, которые могут быть представлены уравнением (1.5)

$$Y = \eta(X, \Theta) \quad (1.5)$$

Задача математического моделирования полета мультироторного БЛА состоит в том, чтобы определить характер уравнения (1.5). Функция (1.5) может быть представлена в виде линейного полинома от параметров  $\theta_j \in \Theta$ :

$$\eta(X, \Theta) = \theta_0 f_0(X) + \theta_1 f_1(X) + \dots + \theta_m f_m(X) \quad (1.6)$$

При этом реальное измерение  $y_i$  случайной величины  $y$  рассматривается как сумма (1.7):

$$y_i = \bar{\eta}(X_i, \Theta) + \varepsilon_i \quad (1.7)$$

где  $\varepsilon_i$  - ошибка  $i$ -го измерения случайной величины  $y_i$ , а  $\bar{\eta}(X_i, \Theta)$  - её математическое ожидание в точке  $X_i$ . Задача моделирования состоит в том, чтобы найти коэффициенты  $\theta_j \in \Theta$ , минимизирующие абсолютное значение ошибки  $\varepsilon$ .

Максимальная дальность  $D_{\max}$  полета является одной из случайных величин  $y_i$ , т.е.  $D_{\max} \in Y$  и определяется уравнением (1.6).

Пусть величина дальности полета  $D_{\max}^{(\vartheta)}$  функционально зависима от параметрических характеристик (облика) БЛА:

$$D_{\max}^{(\vartheta)} = \bar{\eta}(x_{\varepsilon}^{(\vartheta)}, x_{\text{дв}}^{(\vartheta)}, x_{\text{акб}}^{(\vartheta)}, x_{\text{уп}}^{(\vartheta)}, \omega, \Theta) \quad (1.8)$$

где  $\vartheta$  - вариант, определяемый комбинацией характеристик  $x_{\vartheta} \in X$ ;

$x_{\varepsilon}^{(\vartheta)}$  - совокупность характеристик винтов  $\vartheta$  варианта;

$x_{\text{дв}}^{(\vartheta)}$  - совокупность характеристик электрических двигателей  $\vartheta$  варианта;

$x_{\text{акб}}^{(\vartheta)}$  - совокупность характеристик АКБ  $\vartheta$  варианта;

$x_{\text{уп}}^{(\vartheta)}$  - совокупность  $\vartheta$ - варианта характеристик, определяющих динамику

управления БЛА;

$\omega$  - вектор фазовых координат (ВФК), определяющих условия полета.

Состав параметров ВФК может быть следующим:  $\omega = \{\bar{V}, \bar{V}_{\varepsilon}, H, \beta\}$ ,

где  $\bar{V}$  - вектор путевой скорости БЛА;

$\bar{V}_{\varepsilon}$  - вектор скорости ветра;

$H$  – высота полета;

$\beta$  – азимут цели (навигационной точки, к которой осуществляется полет).

Для фиксированных значений скоростей  $V = V_{i_1} | \overline{l_1} \equiv \overline{n_1}$ , высот  $H = H_{i_2} | \overline{l_2} \equiv \overline{n_2}$  в реальном диапазоне изменения углов азимута цели  $\beta = \overline{0, \pi}$  и скоростей ветра  $\overline{V}_e = \overline{0,5}$  м/с производится последовательное варьирование параметрами  $\vartheta = \overline{1, n} : var x_{\text{в}}^{(\vartheta)} \rightarrow var x_{\text{дв}}^{(\vartheta)} \rightarrow var x_{\text{б}}^{(\vartheta)} \rightarrow var x_{\text{уп}}^{(\vartheta)}$ . На каждом этапе производится вычисление (1.8).

Численное значение функционала (1.8), полученное методом статистических испытаний по комплексу варьируемых характеристик из множеств  $x_{\text{в}}^{(\vartheta)}, x_{\text{дв}}^{(\vartheta)}, x_{\text{б}}^{(\vartheta)}, x_{\text{уп}}^{(\vartheta)}$ , а также условий применения БЛА, дает количественную оценку характеристик  $\vartheta$ -го варианта, и может служить критерием оценки альтернативных характеристик БЛА по дальности полета.

**Ограничения и допущения, принятые при решении научной задачи.** Математическая модель строится из предположения, что мультироторный БЛА является симметричным относительно центра масс, конструкция и воздушные винты являются абсолютно твердыми телами. БЛА обладает шестью степенями свободы, три соответствуют вращательному движению, три поступательному. Параметры атмосферы принимаются стандартными [56].

Ограничения по параметрам полета:

- линейное ускорение не должно превышать величину  $3m/c^2$  ;
- критические углы крена и тангажа не более 0.43 рад (25 град);
- максимальная угловая скорость по крену и тангажу не более 2 рад/с;
- максимальная угловая скорость по курсу не более 0.9 рад/с.



## 1.4 Постановка научной задачи и частные задачи исследования

При постановке задачи разработки математических моделей, численного метода и комплекса программ для повышения дальности полета мультироторного БЛА малого класса, предназначенного для функционирования в составе комплекса по охране протяженных объектов, необходимо учесть сформулированные выше требования, ограничения и допущения, в рамках которых ищется рациональное решение.

Постановка научной задачи разработки математических моделей, численного метода и комплекса программ для повышения дальности полета мультироторного БЛА малого класса формулируется следующим образом.

Для показателей функционирования БЛА, являющихся случайными величинами, зависящими от известных и неизвестных внешних и внутренних факторов, определить характер функциональной зависимости в виде линейного полинома (1.4) от совокупности входных параметров и путем математического моделирования найти коэффициенты полинома  $\theta_j \in \Theta$ , минимизирующие абсолютное значение ошибки  $\varepsilon$ .

При известном перечне характеристик, определяющих  $\mathcal{D}$ -вариант характеристик БЛА, содержащих множество  $x_{\sigma}^{(g)}$  характеристик винтов, множество  $x_{\sigma\sigma}^{(g)}$  характеристик электрических двигателей, множество  $x_{\sigma}^{(g)}$  характеристик АКБ и множество  $x_{yn}^{(g)}$  – характеристик, определяющих динамику управления БЛА разработать математические модели, численный метод и комплекса программ, обеспечивающий выбор рационального варианта характеристик БЛА по критерию максимальной дальности.

Математическая постановка научной задачи исследования:

Дано:

$$Y'(t) \in Y$$

$$X'(t) = \{x_{\sigma}^{(9)}, x_{\sigma\delta}^{(9)}, x_{\sigma}^{(9)}, x_{yn}^{(9)}\} \in X$$

$$y_i = \bar{\eta}(X_i, \Theta) + \varepsilon_i$$

Найти:

$$\bar{\eta}(X_i, \Theta) \text{ такое, что } \varepsilon_i = \min$$

Для

$$D_{\max}^{(9)} = \bar{\eta}(x_{\sigma}^{(9)}, x_{\sigma\delta}^{(9)}, x_{\sigma}^{(9)}, x_{yn}^{(9)}, \omega, \Theta)$$

$$\text{где } \omega' = \left\{ V = V_{i_1} \right) i_1 = n_1, \quad H = H_{i_1} \right) i_2 = n_2, \quad \beta = \overline{0, \pi}, \quad \bar{V}_{\sigma} = 0,5 \text{ м / с} \left. \right\}$$

Найти:

$$\mathcal{G}^* = \arg \max \bar{\eta} \left\{ x_{\sigma}^{(9)}, x_{\sigma\delta}^{(9)}, x_{\sigma}^{(9)}, x_{yn}^{(9)}, \omega, \Theta \right\}$$

### Выводы по первому разделу

Характеристики существующих отечественных БЛА малого класса не обеспечивают требуемой дальности и продолжительности полета, необходимые для использования БЛА в составе комплекса охраны протяженных объектов что определяет противоречие в практике. Применение БЛА малого класса иностранного производства не представляется возможным ввиду характера охраняемых объектов.

Используемые в настоящее время методы математического моделирования БЛА ориентированы на выбор характеристик отдельных функциональных узлов и

не обеспечивают оценку дальности полета по совокупности всех варьируемых параметров;

Существующий научно-методический аппарат не позволяет осуществлять выбор рациональных характеристик мультироторного БЛА малого класса по критерию максимальной дальности полета, а также производить расчеты показателя качества выполнения задачи мониторинга охраняемого объекта, что является противоречием в науке;

Выполнена постановка научной задачи на исследование, и определены частные научные задачи.

Материалы и результаты, представленные в первом разделе, нашли отражение в двух патентах на изобретение [17, 18], были предварительно опубликованы в статьях [4,5,8,9].

## 2 Разработка математических моделей винтомоторной группы и аккумуляторной батареи для оценки влияния их характеристик на дальность полета мультироторного БЛА

### 2.1 Общие положения моделирования элементов БЛА по критерию максимальной дальности полета

В данном разделе решается первая частная научная задача, а именно разработка математической модели воздушных винтов, бесколлекторных двигателей и аккумуляторных батареи (АКБ).

На дальность полета БЛА оказывают определяющее влияние следующие факторы: аэродинамические характеристики БЛА, имеющиеся на борту энергетические ресурсы, тяговооруженность винтомоторной группы, а также законы управления динамикой полета [54]. Сложность и противоречивость показателей, характеризующих качество оптимизации параметров каждой группы факторов, определяют необходимость использования моделирования для оценки их совместного влияния на продолжительность полета.

Оценочное значение максимальной дальности полета БЛА можно получить в случае прямолинейного полета с максимальной скоростью в течение времени, при котором разряд АКБ доходит до предельного значения, наиболее часто принимаемого равным 20% от паспортной емкости [57]:

$$D_{\max} = V_{\max} \cdot T_{\text{раз}} \quad (2.1)$$

где  $V_{\max}$  – максимальная скорость полета БЛА;

$T_{\text{раз}}$  – время разряда АКБ до предельного значения.

Необходимо получить математическую зависимость скорости полета и времени разряда АКБ до предельного значения от характеристик винтомоторной группы и параметров управления пространственным положением БЛА, которое, в свою очередь, определяется углами курса  $\psi$ , крена  $\varphi$  и тангажа  $\theta$ . При этом необходимо учитывать совокупность параметров, характеризующих условия полета.

Управление динамикой движения мультироторного БЛА осуществляется на основе рассогласования между требуемым положением в пространстве и текущим. Характеристики пространственного положения БЛА определяются навигационной системой. В данной работе вопросы ошибок решения навигационных задач не рассматриваются.

Взаимодействие элементов системы управления, влияющих на дальность полета отражено на рисунке 2.1.

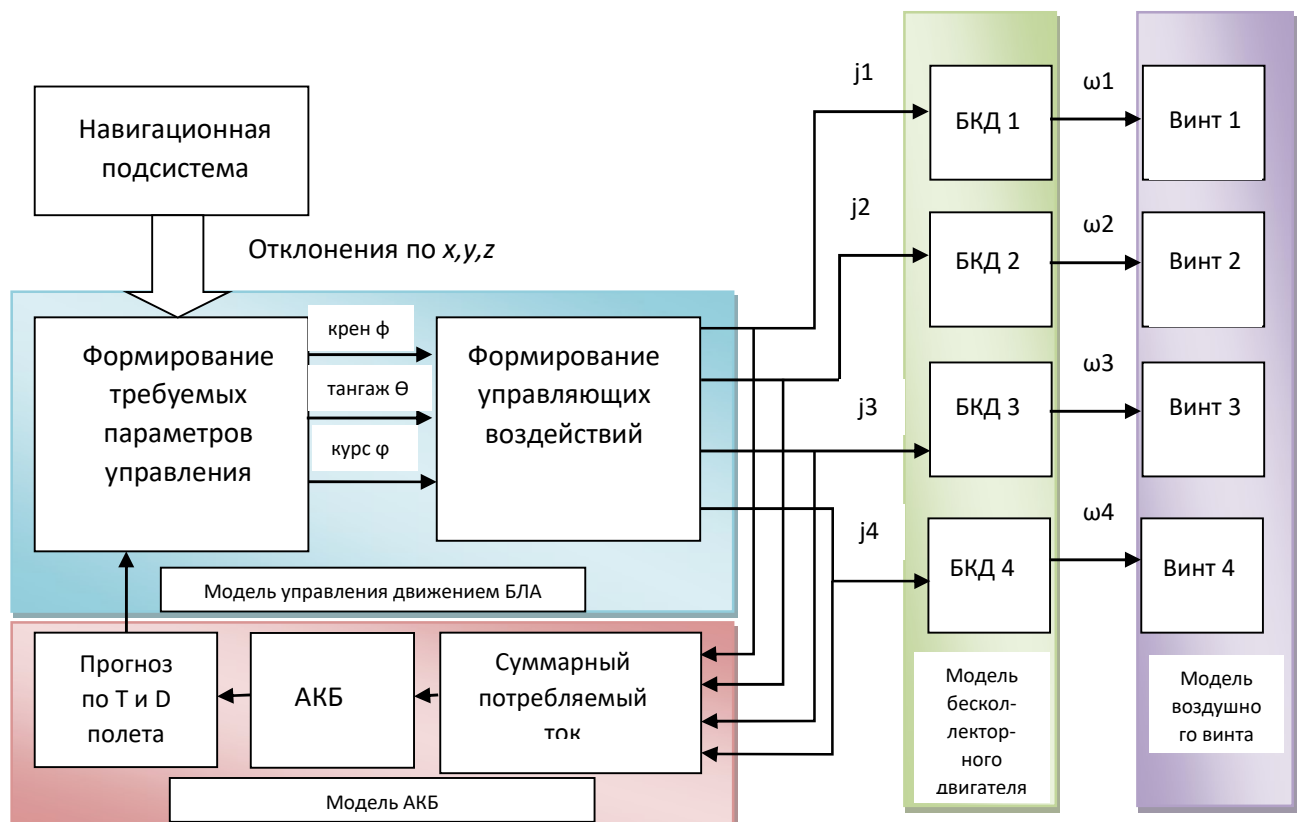


Рисунок 2.1 – Взаимодействие элементов системы при управлении полетом БЛА

Как следует из рисунка 2.1 для количественной оценки показателя качества системы – максимальной дальности полета БЛА, необходимо моделировать

функционирование АКБ и винтомоторной группы для различных параметров, характеризующих процесс управления прямолинейным и вращательным движением БЛА.

## **2.2 Математическое моделирование работы воздушного винта мультироторного беспилотного летательного аппарата**

### **2.2.1 Вывод основных математических выражений**

Для построения математической модели воздушного винта необходимо иметь его характеристики, которые могут быть вычислены теоретически или получены путем экспериментов [60, 61]. Работу воздушных винтов описывают теория идеального пропеллера, импульсная теория и вихревая теория [62, 63].

Идеальный пропеллер представляется винтом с бесконечным числом лопастей, который равномерно ускоряет движение частиц воздуха, проходящих через него. Предполагается, что диск воздушного винта бесконечно тонкий и скачка скоростей на сторонах диска не происходит.

Вихревая теория рассматривает систему вихрей, возникающих при работе воздушного винта. Данная теория наиболее точно учитывает давления и скорости, возникающие в воздушной струе, создаваемой воздушным винтом.

В импульсной теории воздушного винта делаются допущения – давления, возникающие в струе, создаваемой винтом не велики, и скорость вращения отходящей струи мала [62]. Что хорошо согласуется с режимами работы слабонагруженных воздушных винтов, используемых на мультироторных БЛА, поэтому воспользуемся импульсной теорией, описывающей характер работы воздушного винта по элементу лопасти. Данная теория позволяет относительно просто связать геометрические характеристики воздушного винта с создаваемой тягой и крутящим моментом, необходимым для его вращения. Причем если не учитывать скорость вращения воздушной струи, что допустимо при работе винтов

мультироторных БЛА малого класса, вихревая теория и импульсная дают практически одинаковые результаты [62].

Геометрия воздушного винта описывается рядом параметров [63]. Наиболее значимыми для моделирования работы винтов БЛА являются:

- диаметр воздушного винта  $D_g$  – диаметр описываемой окружности концами лопастей, и, соответственно, радиус воздушного винта  $r_g = D_g/2$ ;
- сечение лопасти образуется пересечением лопасти с цилиндром, соосным винту. Радиус сечения – расстояние от оси винта до сечения лопасти. Для расчётов вводится понятие характерного сечения – сечение на среднем относительном радиусе, который делит ометаемую площадь на две равные части,  $r_{0.75} = 0.75r_g$  – параметры, рассчитанные для данного сечения, характеризуют работу винта в целом;
- ометаемая винтом площадь –  $F_g$ , площадь равная площади воздушного винта;
- угол установки лопасти  $\varphi_l$  – угол между плоскостью вращения винта и хордой сечения лопасти;
- угол  $\varphi_{0.75}$  установки профиля на характерном сечении;
- хорда сечения лопасти – отрезок прямой соединяющей переднюю заднюю кромки лопасти и лежащий в рассматриваемом сечении. Длина хорды  $b_g$  называется шириной сечения;
- профиль сечения лопасти, характеризующий форму сечения лопасти;
- шаг винта  $H_0$ , равный расстоянию, на которое бы переместился за один оборот воздушный винт, если бы ввинчивался в воздух, как в твердое тело (рисунок 2.2) [63].



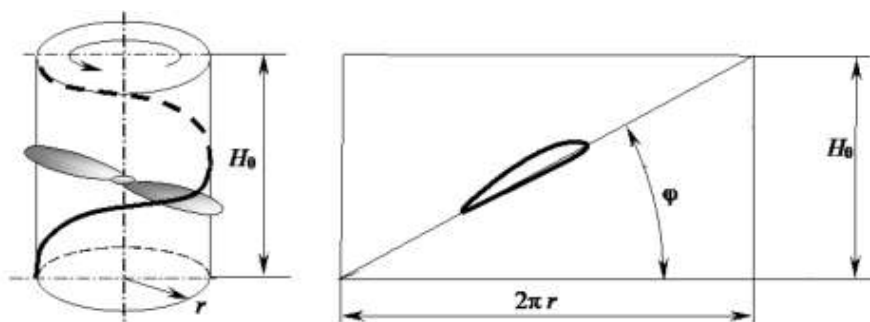


Рисунок 2.2 – Шаг воздушного винта

Для описания сил, действующих на элемент лопасти, используют связанную и скоростную системы координат (рисунок 2.3). Оси связанной системы координат  $x_1, y_1, z_1$  неподвижны относительно элемента лопасти и вращаются вместе с ним, продольная ось –  $x_1$ , направлена по хорде к носку профиля, ось  $y_1$  – направлена перпендикулярно оси  $x_1$  в сторону верхней дуги профиля, ось  $z_1$  дополняет систему координат до правой.

Оси скоростной системы координат  $x, y, z$  соответствуют вектору скорости воздушного потока  $\vec{V}$ , обтекающего элемент лопасти. Ось  $x$  направлена по вектору  $\vec{V}$ , ось  $y$  перпендикулярна  $x$  и направлена в сторону верхней дуги профиля, ось  $z$  дополняет систему координат до правой. Скоростная система координат вращается вместе с воздушным потоком относительно элемента лопасти. Начала указанных систем координат выбираются общими на хорде профиля [64].

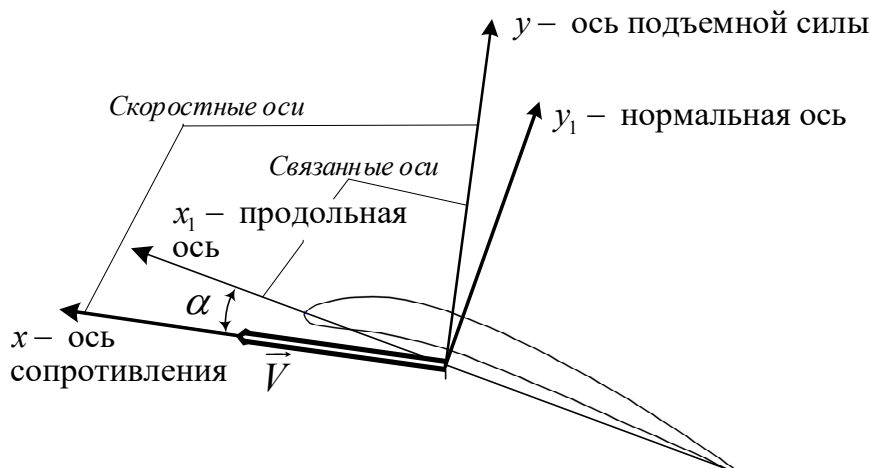
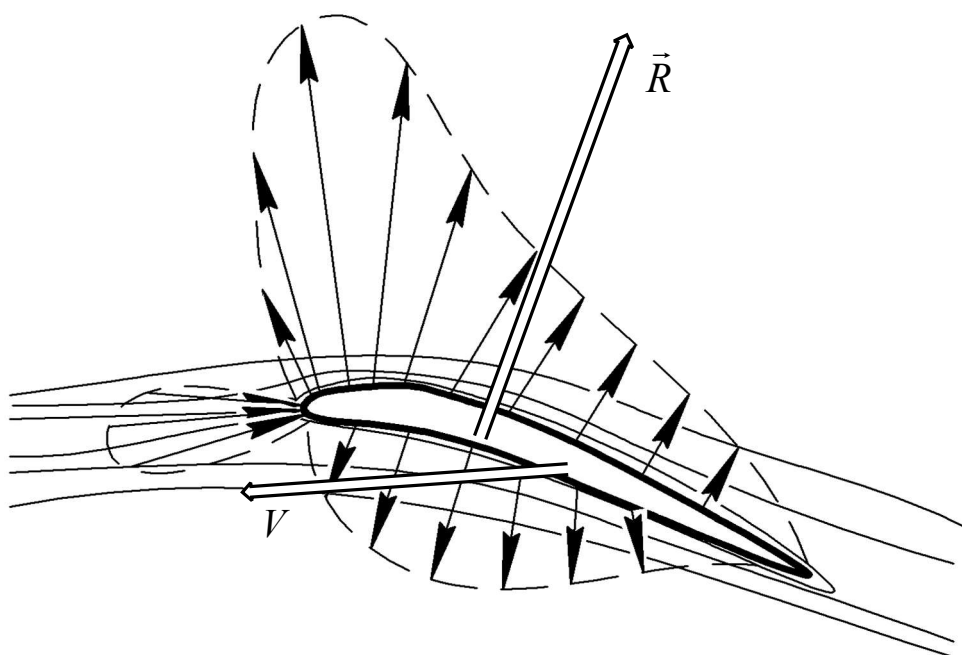


Рисунок 2.3 – Системы координат элемента лопасти

При моделировании работы воздушного винта будем рассматривать только плоскопараллельное обтекание, когда вектор воздушной скорости лежит в плоскости, образуемой осями  $x_1, y_1$  связанной системы координат. Угол атаки  $\alpha$  определяет положение связанной системы координат относительно воздушного потока при этом оси  $z, z_1$  совпадают.

Аэродинамические силы – силы, возникающие вследствие механического взаимодействия движущихся твердых тел с воздухом, определяются так называемой результирующей аэродинамических сил [64]. Результирующая  $\vec{R}$  является равнодействующей нормальных сил давления и тангенциальных сил трения, действующих на поверхность тела [64] (рисунок 2.4).

Рисунок 2.4 – Образование результирующей аэродинамической силы  $\vec{R}$ 

Для моделирования работы воздушного винта, применительно к мультироторному БЛА, наибольший интерес представляют составляющие проекции результирующей аэродинамической силы на оси связанной и скоростной систем координат (рисунок 2.5).

Проекциями  $\vec{R}$  на оси скоростной системы координат являются: сила лобового сопротивления  $X$ , подъемная сила  $Y$  и боковая сила  $Z$ . Проекции силы  $\vec{R}$  на оси связанной системы координат носят название – продольная  $X_1$ , нормальная  $Y_1$  и поперечная  $Z_1$  силы. При плоскопараллельном обтекании элемента лопасти силы  $Z$  и  $Z_1$  отсутствуют.

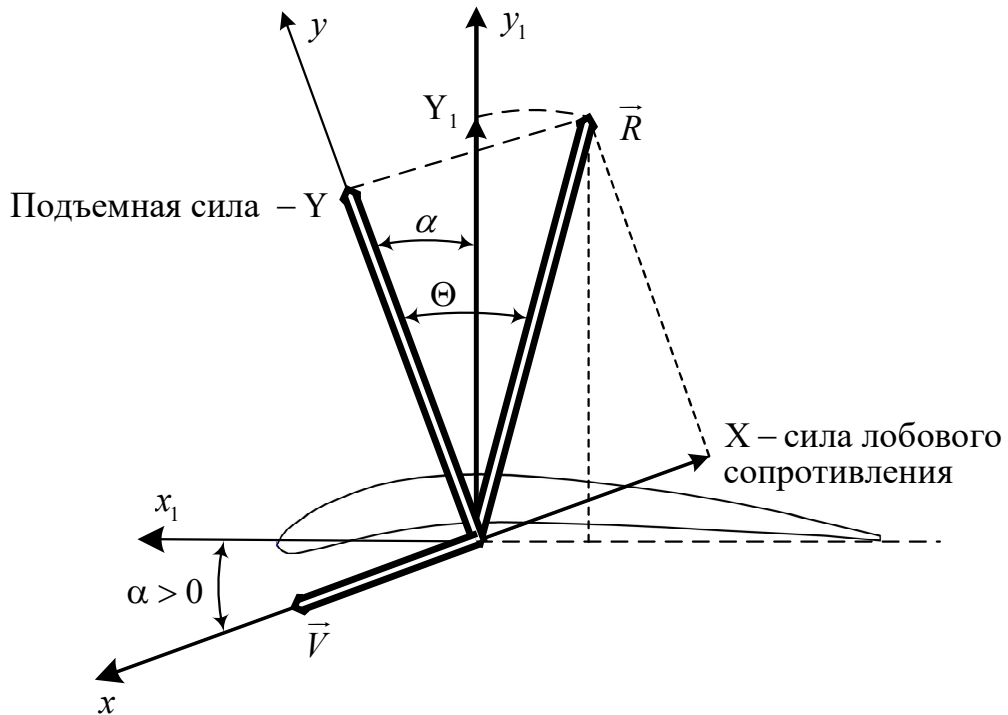


Рисунок 2.5 – Проекции результирующей аэродинамической силы  $\vec{R}$  на оси скоростной и связанной систем координат

Связь между проекциями результирующей аэродинамической силы в скоростных и связанных осях, в случае плоскопараллельного обтекания, описывается выражениями:

$$\begin{aligned} X &= X_1 \cos \alpha + Y_1 \sin \alpha \\ Y &= Y_1 \cos \alpha - X_1 \sin \alpha \end{aligned} \quad (2.2)$$

При малых углах атаки  $\alpha \leq 0.15 \text{ рад}$  возможно принять  $\sin \alpha \approx \alpha$ ,  $\cos \alpha \approx 1$ . В виду малости силы  $X_1$  в сравнении с  $Y_1$  можно пренебречь  $X_1 \sin \alpha$  в выражении (2.1), и формулы приобретают вид:

$$\begin{aligned} X &\approx X_1 + Y_1\alpha; \\ Y &\approx Y_1. \end{aligned} \quad (2.3)$$

Аэродинамические силы зависят от размеров тела, скоростного напора, формы тела, угла под которым воздушная масса обтекает тело, числа Маха –  $M$ , числа Рейнольдса –  $Re$ , состояния поверхности и некоторых других. Скоростной напор определяется выражением

$$q = \rho V^2 / 2 \quad (2.4)$$

Система уравнений, обеспечивающих расчет аэродинамических сил, представлена ниже

$$\begin{cases} R = C_R Sq; \\ X = C_x Sq; \\ Y = C_y Sq. \end{cases} \quad (2.5)$$

где –  $S$  – характерная площадь,

$C_R$  – коэффициент полной аэродинамической силы профиля,

$C_x$  – коэффициент лобового сопротивления профиля,

$C_y$  коэффициент подъемной силы профиля.

Для элемента лопасти воздушного винта, в качестве характерной площади принимается произведение хорды  $b$ , на размах элемента  $dr$ .

Коэффициенты  $C_x$ ,  $C_y$  даются в скоростной системе координат, получаются в результате продувок профиля в аэродинамической трубе или методом вычислений [65, 66].

При изготовлении воздушных винтов мультироторных БЛА применяют несимметричные выпукло-вогнутые профили, предназначенные для работы на низких числах  $Re$  типа Eppler – E63, (рисунок 2.6) и типа Archer A18 (smoothed) (рисунок 2.7) [67].

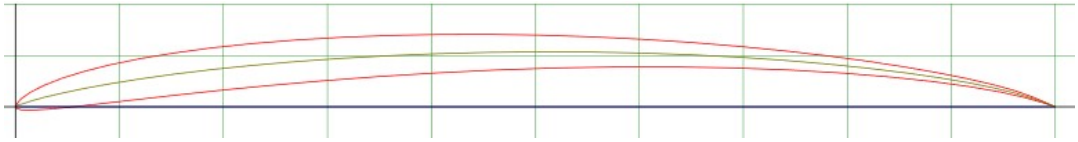


Рисунок 2.6 - Форма профиля E63

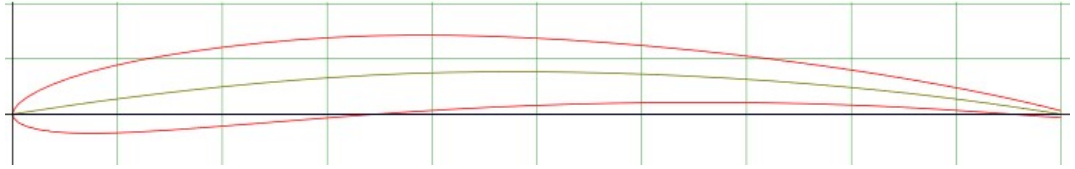


Рисунок 2.7. - Форма профиля A18 (smoothed)

Зависимости коэффициентов  $C_x$  и  $C_y$  от угла атаки  $\alpha$  для  $Re = 1.0 \cdot 10^5$  приведены в справочной литературе [65].

Рассмотрим силы, действующие на элемент лопасти с хордой  $b_s$  и шириной  $dr$ , при работе воздушного винта в режиме осевого обдува (рисунок 2.8).

Угол притекания воздушного потока к элементу лопасти определяется выражением

$$\operatorname{tg} \beta_s = \frac{V_{y_{HB}} + v_1}{\omega_s r} \quad (2.6)$$

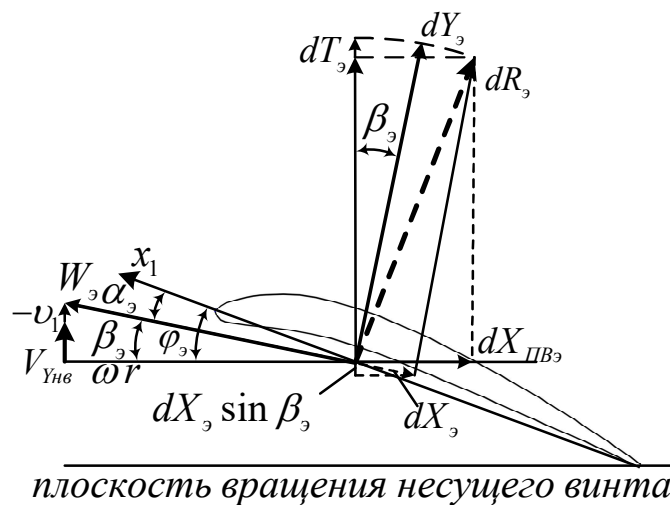


Рисунок 2.8 – Аэродинамические силы и треугольник скоростей на элементе лопасти при осевом движении

Скорость  $W_3$  воздушного потока, обтекающего элемент лопасти, можно определить как (см. рис. 2.8):

$$W_3 = \sqrt{(V_{y_{HB}} + v_1)^2 + (\omega_3 r_3)^2} \quad (2.7)$$

Аэродинамические силы, действующие на элемент лопасти – подъемная сила и сила лобового сопротивления, создаваемая элементом лопасти, определяются выражениями (2.8), (2.9), соответственно:

$$dY_3 = C_y \frac{\rho W_3^2}{2} b_3 dr \quad (2.8)$$

$$dX_3 = C_x \frac{\rho W_3^2}{2} b_3 dr \quad (2.9)$$

Выполнив проекцию этих сил на ось и плоскость вращения воздушного винта, получаем силу тяги  $dT_3$  и силу сопротивления вращению  $dX_{пв_3}$ , создаваемую элементом лопасти [64]:

$$dT_3 = dY_3 \cos \beta_3 - dX_3 \sin \beta_3 \quad (2.10)$$

$$dX_{пв_3} = dX_3 \cos \beta_3 + dY_3 \sin \beta_3 \quad (2.11)$$

Выражения (2.10), (2.11) с учетом (2.8) и (2.9) можно записать в виде:

$$dT_3 = C_y \frac{\rho W_3^2}{2} b_3 dr \cos \beta_3 - C_x \frac{\rho W_3^2}{2} b_3 dr \sin \beta_3, \quad (2.12)$$

$$dX_{пв_3} = C_x \frac{\rho W_3^2}{2} b_3 dr \cos \beta_3 + C_y \frac{\rho W_3^2}{2} b_3 dr \sin \beta_3. \quad (2.13)$$

где  $b_3$  – хорда элемента лопасти на радиусе шириной  $dr$ .

В выражении (2.13) первое слагаемое представляет собой профильное сопротивление элемента лопасти, второе – индуктивное сопротивление вызванное скосом потока, возникающим вследствие наличия индуктивной скорости  $v_1$ .

Тяга, создаваемая элементами  $k_n$  лопастей воздушного винта, расположенными на радиусе  $r$  определяется выражением [64]:

$$dT_3 = C_y \frac{\rho W_3^2}{2} k_n r b_3 dr \cos \beta_3 - C_x \frac{\rho W_3^2}{2} k_n r b_3 dr \sin \beta_3, \quad (2.14)$$

Момент сопротивления, создаваемый элементами  $k_n$  лопастей воздушного винта, расположенными на радиусе  $r$ :

$$dM_{\text{сопр}} = C_x \frac{\rho W_{\text{э}}^2}{2} k_n r b_{\text{э}} dr \cos \beta_{\text{э}} + C_y \frac{\rho W_{\text{э}}^2}{2} k_n r b_{\text{э}} dr \sin \beta_{\text{э}}. \quad (2.15)$$

Итоговые выражения для определения тяги и момента сопротивления, создаваемые лопастью винта имеют вид:

$$T_{\text{э}} = \int_0^{r_{\text{э}}} \left( C_y \frac{\rho W_{\text{э}}^2}{2} k_n r b_{\text{э}}(r) \cos \beta_{\text{э}} - C_x \frac{\rho W_{\text{э}}^2}{2} k_n r b_{\text{э}}(r) \sin \beta_{\text{э}} \right) dr, \quad (2.16)$$

$$M_{\text{сопр}} = \int_0^{r_{\text{э}}} \left( C_x \frac{\rho W_{\text{э}}^2}{2} k_n r b_{\text{э}}(r) \cos \beta_{\text{э}} + C_y \frac{\rho W_{\text{э}}^2}{2} k_n r b_{\text{э}}(r) \sin \beta_{\text{э}} \right) dr. \quad (2.17)$$

Выражения (2.16) и (2.17) решаются численным методом.

### 2.2.2 Численное решение интегральных выражений для определения тяги и момента сопротивления лопасти воздушного винта

В [64] уравнения (2.15, 2.16) интегрируются при условии постоянного значения коэффициента  $C_y$  и хорды –  $b_{\text{э}}$  по радиусу лопасти воздушного винта, что имеет место для лопастей воздушных винтов вертолетов. Хорда лопасти воздушных винтов, используемых на мультироторных БЛА, существенно изменяется по радиусу (рисунок 2.9). Столь же существенно изменяется угол установки сечений от корневого до конечного – крутка лопасти. Для вертолетных лопастей (в частности для вертолета МИ-8) крутка равна -5 градусов [64]. Для воздушных винтов, применяемых на мультироторных БЛА, например, T-Motor 16x5.4 крутка составляет -13.5 градусов.



Рисунок 2.9 - Воздушные винты правого и левого вращения T-Motor 16x5.4

Для получения величины тяги и момента сопротивления вращению воздушного винта по (2.16), (2.17) можно разбить лопасть на несколько сечений и вычислить величину тяги и момента сопротивления вращению для каждого элемента лопасти, затем просуммировать их [62]. Выражение для расчета тяги и момента сопротивления при этом примут следующий вид:

$$T_g = \sum_{n_3=1}^N \left( C_y \frac{\rho W_3^2}{2} k_l n_3 \Delta r b_3 dr \cos \beta_3 - C_x \frac{\rho W_3^2}{2} k_l n_3 \Delta r b_3 dr \sin \beta_3 \right) \quad (2.18)$$

$$M_{\text{сопр}} = \sum_{n_3=1}^N \left( C_x \frac{\rho W_3^2}{2} k_l n_3 \Delta r b_3 dr \cos \beta_3 + C_y \frac{\rho W_3^2}{2} k_l n_3 \Delta r b_3 dr \sin \beta_3 \right). \quad (2.19)$$

### 2.2.3 Экспериментальное исследование достоверности полученных математических выражений

Для оценки достоверности результатов, полученных с использованием численного интегрирования математических выражений (2.18, 2.19) разработан специализированный стенд для исследования работы воздушных винтов.

В состав стенда входит следующее оборудование (рисунок 2.10):

- тензодатчики, измеряющие тягу и крутящий момент;
- оптический датчик оборотов воздушного винта;
- датчик потребляемого электродвигателем тока;



- датчик напряжения силовой батареи;
- датчик температуры воздуха;
- датчиком барометрического давления.

На стенд устанавливается электродвигатель с исследуемым воздушным винтом. Воздушный винт работает как толкающий, что исключает попадание элементов конструкции стенда в отходящий воздушный поток.

Управление экспериментом осуществляет специально разработанная программа, позволяющая автоматически изменять обороты электродвигателя, записывать результаты измерений в базу данных для последующего анализа. Интерфейс программы управления стендом снятия характеристик воздушных винтов представлен на рисунке 2.11.

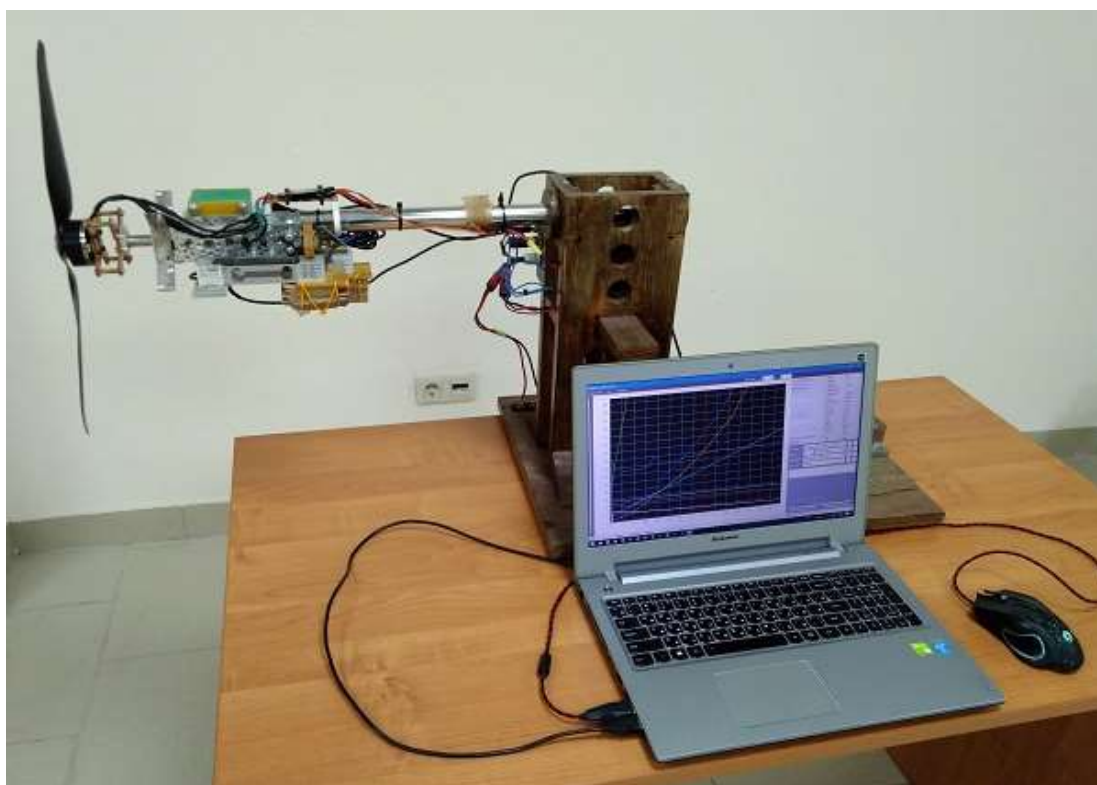


Рисунок 2.10 - Стенд снятия характеристик воздушных винтов

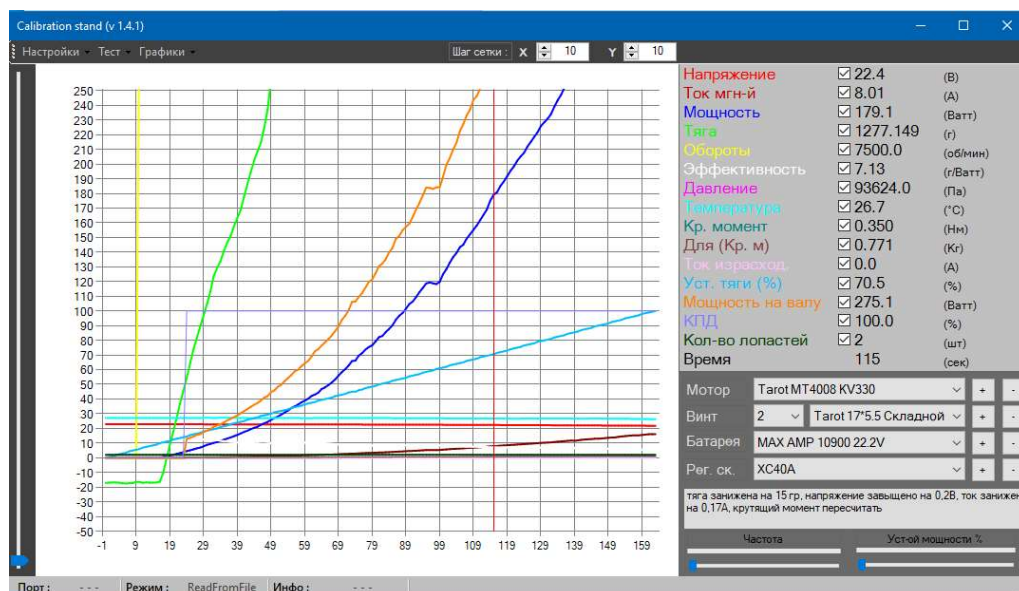


Рисунок 2.11 - Интерфейс программы управления стендом снятия характеристик воздушных винтов

Исследуемый воздушный винт T-Motor 16x5.4 имеет внутренний деревянный сердечник, оболочку из углеродного волокна и отличается высоким качеством изготовления. Диаметр винта 0.406 м, геометрический шаг 0.137 м. Хорда лопасти на характерном сечении  $b = 0.028$  м. Угол установки характерного сечения  $\phi_3$  может быть получен из геометрических характеристик воздушного винта, именно для этого сечения указывается шаг винта  $H_0$  :

$$H_0 = 2\pi r_{0.75} \operatorname{tg} \phi_3 \quad (2.20)$$

Для воздушного винта T-Motor 16x5.4  $\phi_3 = 8.15^\circ$  .

Лопать исследуемого воздушного винта разбивается на 10 равных частей с последующим измерением хорды и углов установки сечения (рисунок 2.12).



Рисунок 2.12 - Разметка лопасти воздушного винта T-Motor 16x5.4 для измерений угла установки хорды сечения

Результаты измерений параметров сечений воздушного винта T-Motor 16x5.4 приведены в таблице 2.1.

Расчеты выполнялись со следующими исходными данными:  $C_y^a = 6.2 \text{ рад}^{-1}$ ,  $\alpha_0 = -2.5^\circ$ ,  $C_x = 0.02$ .

Результаты расчетов тяги лопасти винта в сравнении с экспериментальными данными приведены на рисунке 2.13.

Таблица 2.1. – Результаты измерений сечений лопасти воздушного винта T-Motor 16x5.4

Относительный радиус, м	Хорда сечения, м	Угол установки сечения, град
0.1	18	0
0.2	29.85	18.56
0.3	38.6	17.64
0.4	40.4	14.62
0.5	37.5	12.47
0.6	33.7	10.77
0.7	30.15	9.16
0.8	26.1	7.71
0.9	21.6	6.38
1.0	13.5	5.1

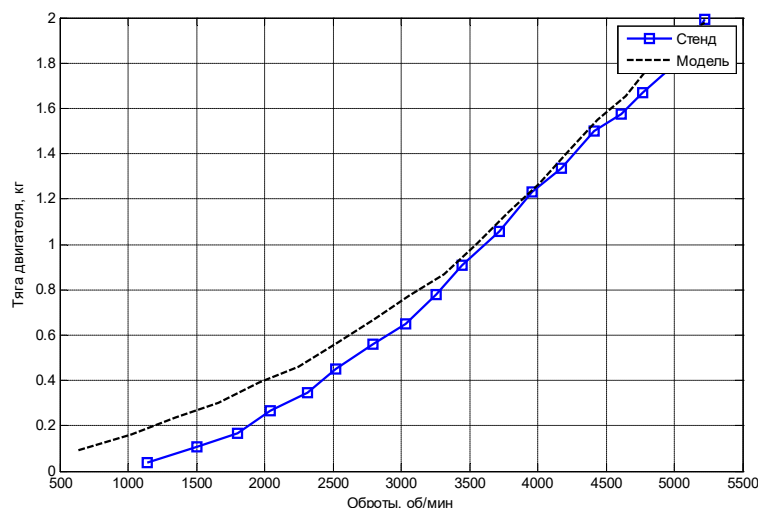


Рисунок 2.13 – Зависимости тяги воздушного винта от оборотов, полученные на стенде и вычисленные по элементам лопасти

Результаты расчетов момента сопротивления вращению в сравнении с экспериментальными данными приведены на рисунке 2.14.

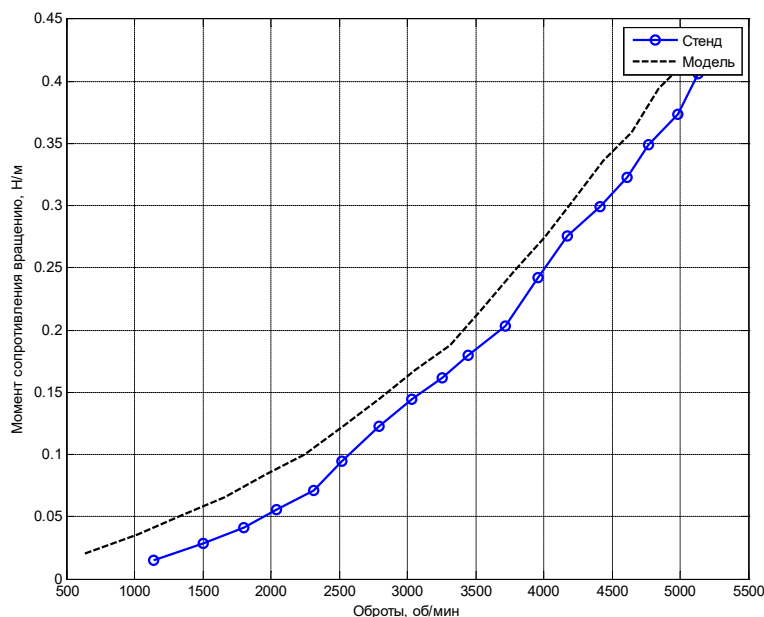


Рисунок 2.14 - Зависимости момента сопротивления, создаваемого воздушным винтом от оборотов, полученные на стенде и вычисленные по элементам лопасти

#### 2.2.4 Уточнение математических выражений

Анализ полученных графиков (см. рис. 2.13, 2.14) позволяет сделать вывод о том, что в случае использования выражений (2.16) (2.19) для расчета тяги и момента сопротивления лопасти воздушного винта ошибка расчетов достигает 20 %. Наиболее вероятной причиной расхождения результатов расчета с экспериментальными данными является допущение о едином характере

процессов перетекания воздушных масс по всей длине лопасти. В тоже время, при работе воздушного винта мультироторного БЛА возникают значимые потери на концах лопастей, за счет перетекания воздушной массы с нижней части лопасти на верхнюю часть. Поэтому для устранения ошибок в расчетах тяги и момента сопротивления необходимо ввести корректирующие функции:

$$T_k(n, s_k), \quad M_k(n, s_k) \quad (2.21)$$

где  $n$  – частота вращения винта, об/мин;

$$s_k = \int_0^{b_k} f(y) dy \quad \text{площадь поверхности конечного участка лопасти винта с}$$

хордой  $b_y$  и функцией описывающей кривизну концевой части  $f(y)$ .

С учетом корректирующих функций (2.21) выражения для численного определения тяги и момента сопротивления лопасти винта примут вид:

$$T_g = \sum_{n_3=1}^{N-1} \left( C_y \frac{\rho W_3^2}{2} k_n n_3 \Delta r b_3 dr \cos \beta_3 - C_x \frac{\rho W_3^2}{2} k_n n_3 \Delta r b_3 dr \sin \beta_3 \right) + T_k(n, S_k) \quad (2.22)$$

$$M_{comp} = \sum_{n_3=1}^{N-1} \left( C_x \frac{\rho W_3^2}{2} k_n n_3 \Delta r b_3 dr \cos \beta_3 + C_y \frac{\rho W_3^2}{2} k_n n_3 \Delta r b_3 dr \sin \beta_3 \right) + M_k(n, S_k) \quad (2.23)$$

Конкретизация корректирующих функций (2.21) выполнена путем регрессионного анализа экспериментальных данных. В результате аппроксимации экспериментальных данных полиномом второго порядка, корректирующие функции примут вид (рис. 2.15, 2.16):

$$T_k(n, s_k) = 0,0371 \cdot n^2 - 0,00001 \cdot n \quad (2.24)$$

$$M_k(n, s_k) = 0,17 \cdot n^2 - 0,0008 \cdot n \quad (2.25)$$

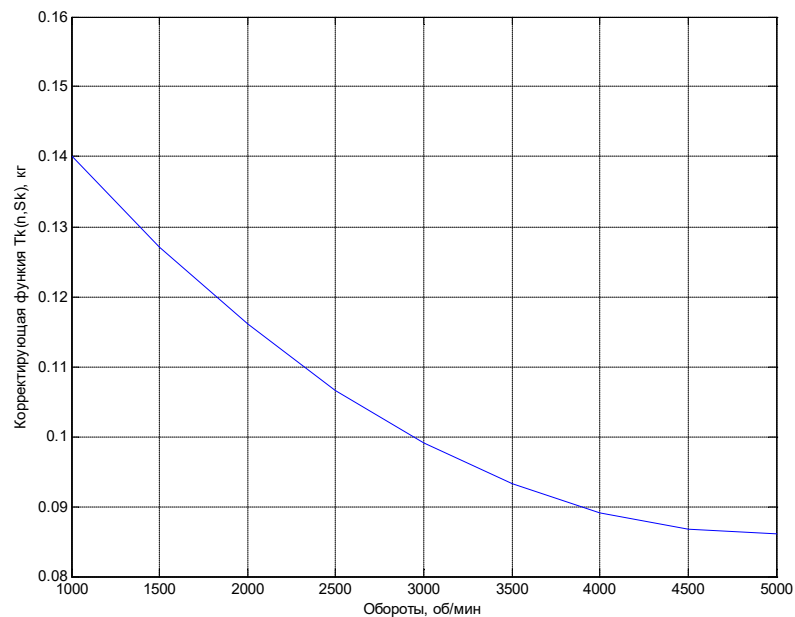


Рисунок 2.15 – График корректирующей функции для расчета тяги воздушного винта

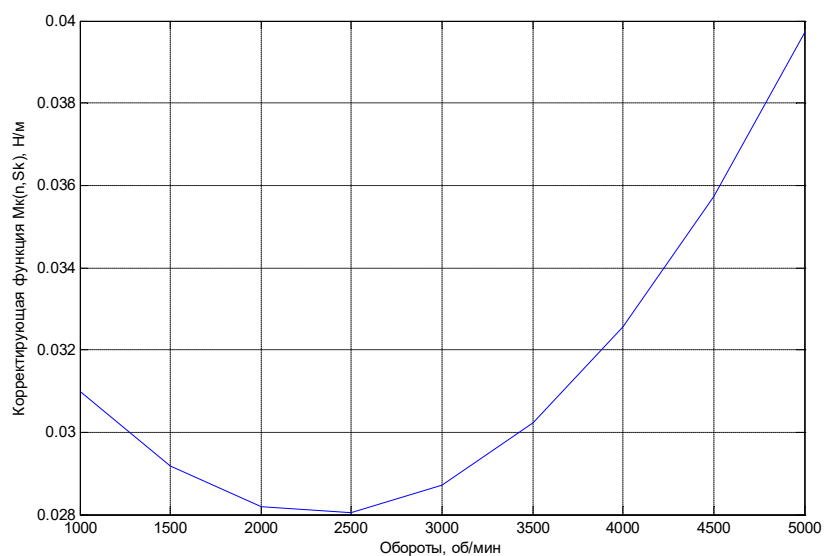


Рисунок 2.16 – График корректирующей функции для расчета момента сопротивления

Графики зависимости тяги и момента сопротивления от скорости вращения, полученные с использованием выражений (2.22) и (2.23) с конкретизацией корректирующих функций (2.24) и (2.25), соответственно, показаны на рисунках 2.17, 2.18.

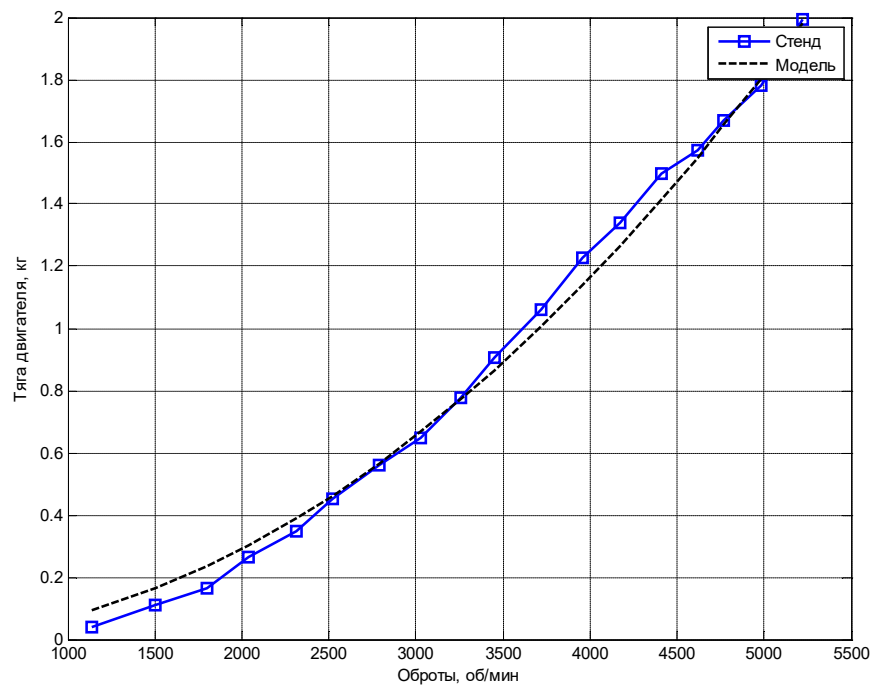


Рисунок 2.17 - Зависимости тяги, создаваемой воздушным винтом от оборотов, полученная на стенде и, вычисленная по элементам лопасти с использованием корректирующей функции

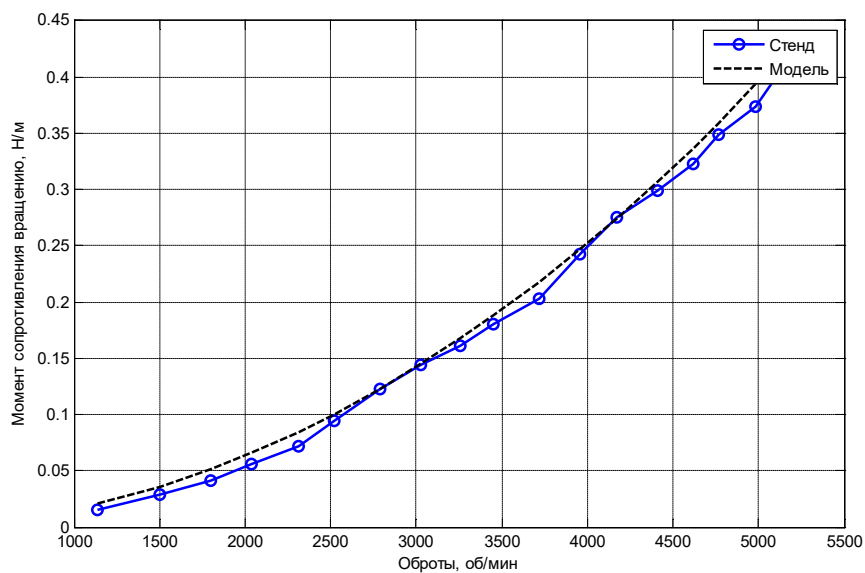


Рисунок 2.18- Зависимости момента сопротивления, создаваемого воздушным винтом от оборотов, полученная на стенде и, вычисленная по элементам лопасти с использованием корректирующей функции

Анализ полученных зависимостей (см. рис. 2.13, 2.14, 2.17 – 2.18) позволяет сделать вывод об адекватном описании полученными математическими выражениями процессов происходящих при работе воздушных винтов мультироторного БЛА после осуществления коррекции.

Математическая модель, реализованная в пакете Simulink программы MatLab, использует геометрические характеристики воздушного винта и параметры элементов лопасти, тягу (2.22) и момент сопротивления вращению (2.23) создаваемые каждым элементом лопасти. Это позволяет вычислять тягу и момент сопротивления вращению в зависимости от оборотов, скорости воздушного потока и его плотности. Модель Simulink использует параметры воздушного винта, загружаемые в рабочее пространство MatLab. Внешний вид модели воздушного винта приведен в приложении А, (Рисунок А.1).

Входными данными для модели воздушного винта:

- диаметр воздушного винта  $D_в$ ;
- угол нулевой подъемной силы профиля воздушного винта  $\alpha_0$ ;
- производная коэффициента подъемной силы  $C_y^a$ ;
- число лопастей воздушного винта  $k_л$
- коэффициент лобового сопротивления  $C_x$
- относительный радиус расположения сечения лопасти  $r_o$ ;
- длина хорды сечения лопасти  $b_э$ ;
- угол установки сечения лопасти  $\varphi_э$ ;
- угловая скорость вращения воздушного винта  $\omega_в$ ;
- скорость воздушного потока по оси воздушного винта  $V_{y_{HB}}$ ;
- массовая плотность воздуха  $\rho$ ;
- поправочный коэффициент момента вращения  $M_k \chi_M$ ;
- поправочный коэффициент потери тяги  $T_k$ .

Выходными данными модели являются:



- момент сопротивления вращению воздушного винта  $M_{\text{сопр}}$ ;
- тяга, создаваемая воздушным винтом  $T_g$ .

Таким образом, полученные математические выражения для расчета тяги и момента сопротивления вращению воздушного винта, построенные на основе импульсной теории, с использованием введенных впервые корректирующих функций (2.24), (2.25) позволяют осуществлять математическое моделирование воздушных винтов, следовательно, первая частная задача решена.

## 2.3 Математическое моделирование бесколлекторного электродвигателя

### 2.3.1 Выбор метода математического описания бесколлекторного двигателя

Бесколлекторный двигатель постоянного тока преобразует электрическую энергию в механическую, путем взаимодействия двух магнитных полей – поля, создаваемого постоянными магнитами ротора и поля, создаваемого за счет протекания электрического тока в обмотке статора. При вращении ротора, контроллер коммутирует обмотки электромотора для получения постоянного крутящего момента.

Эквивалентная схема бесколлекторного электродвигателя приведена на рисунке 2.19 [68, 69].

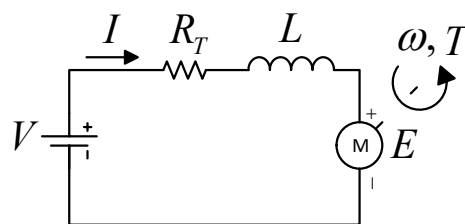


Рисунок 2.19 – Эквивалентная схема бесколлекторного электродвигателя

На рисунке 2.19 приняты следующие обозначения:  $V$  – питающее напряжение,  $I$  – ток в цепи,  $R_T$  – сопротивление обмотки статора,  $L$  – индуктивность обмотки статора,  $E$  – обратная ЭДС,  $\omega_r$  – угловая скорость вращения ротора,  $T$  – вращательный момент, создаваемый электромотором.

Входное напряжение  $V$  и ток  $I$  представляют входную мощность, крутящий момент  $T$  и угловая скорость вращения ротора  $\omega_r$ , выходную мощность.

$$P_{in} = IR_T, P_{out} = \omega_r T \quad (2.26)$$

Обратная ЭДС  $E$  – напряжение, вызванное взаимодействием постоянных магнитов ротора и обмотки статора, будет равно:

$$E = K_E \omega_r \quad (2.27)$$

В соответствии со схемой, приведенной на рисунке 2.19, баланс напряжений запишется следующим образом [51]:

$$V = R_T \cdot I + L \frac{dI}{dt} + K_E \omega \quad (2.28)$$

В электродвигателях создаваемый крутящий момент является линейной функцией потребляемого тока. Крутящий момент состоит из двух компонентов – потерь крутящего момента  $T_M$  и внешней нагрузки  $T_L$ , соответственно, ток в цепи электродвигателя может быть записан [69]:

$$I = \frac{T_L + T_M}{K_T} \quad (2.29)$$

Ток в цепи выражается соотношениями [69]:

$$I = \frac{I}{R} = \frac{V - K_E \omega}{K_T} = \frac{T_L + T_M}{K_T} \quad (2.30)$$

Общий вращательный момент системы:

$$T_T = T_M - T_L \quad (2.31)$$

где  $T_T$  – общий вращательный момент системы;

$T_M$  – вращательный момент, создаваемый электромотором;

$T_L$  – момент сопротивления вращению, создаваемый нагрузкой.

Вращательный момент, создаваемый электромотором пропорционален разнице между током потребления и током холостого хода и константе – коэффициенту крутящего момента

$$T_M = \frac{i - i_0}{K_Q} \quad (2.32)$$

где  $i$  – ток в цепи,  $i_0$  – ток холостого хода,  $K_Q$  – коэффициент крутящего момента  $A/Nm$ .

Коэффициент крутящего момента  $K_Q$  равен коэффициенту пропорциональности  $K_E$  если их величины выражены в единой системе величин СИ [70].

Для серийно выпускаемых двигателей, производители приводят  $K_V$  – коэффициент пропорциональности между противо-ЭДС и оборотами электродвигателя, имеющим размерность об/(мин·В). Размерность коэффициента  $K_E$  в формуле (2.28) В·с/рад.

Динамика мотоустановки определяется выражением:

$$J\dot{\omega} = T_M - T_L \quad (2.33)$$

где  $J$  – суммарный момент инерции ротора электродвигателя и воздушного винта.

Индуктивность обмотки бесколлекторных электродвигателей, применяемых на мультироторных БЛА составляет порядка 0.133 мН, соответственно её влияние в балансе напряжений достаточно мало, [68] и при построении модели работы его обычно не учитывают. С учетом этого выражение (2.30) примет вид:

$$T_T = \frac{i - i_0}{K_Q} - T_L \quad (2.34)$$

Дифференциальное уравнение угловой скорости мотоустановки:

$$J\dot{\omega} = \left( (V_M - \frac{\omega}{K_V}) \frac{1}{R} - i_0 \right) \frac{1}{K_Q} - T_L \quad (2.35)$$

Постоянная времени электродвигателя вычисляется с использованием выражения [70]

$$\tau_M = J_M R_a / K^2 \quad (2.36)$$

где  $J_M$  момент инерции электромотора;

$R_a$  сопротивление обмотки электродвигателя;

$K = K_E = K_T$  - постоянная двигателя [70].

Окончательно выражение для изменения оборотов бесколлекторного двигателя при ступенчатом росте напряжения  $V_M$  примет вид

$$\omega(t) = \frac{V_M}{K} (1 - e^{-t/\tau_M}) \quad (2.37)$$

Величины, входящие в выражение (2.38) получены путем исследования конкретных образцов двигателей, используемых в мультироторных БЛА малого класса.

### **2.3.2 Конкретизация параметров математической модели бесколлекторного двигателя на основе экспериментальных исследований**

Исследовались бесколлекторные двигатели MN5208 Kv340, MN501 SKv240, MN4006 Kv380, MT4008 Kv330 [71, 72]. Были выполнены измерения следующих параметров: сопротивление обмотки, индуктивность обмотки, зависимость тока холостого хода от напряжения, зависимость оборотов ненагруженного мотора от напряжения питания.

Измерение индуктивности и сопротивления обмоток выполнялось измерителем RLC АКПП-6109, измерение тока холостого хода - измерителем DT-9959. Измерение оборотов проводилось оптическим тахометром.

Результаты измерений индуктивности, сопротивления обмоток и тока холостого хода, в сравнении с параметрами заявленными производителями, приведены в таблице 2.2.

Таблица 2.2 Результаты измерений индуктивности, сопротивления обмоток двигателей и тока холостого хода в сравнении с заявленными производителем в техническом описании (ТО)

Двигатель	Индуктивность обмотки, $\mu H$		Сопротивление обмотки, $\Omega$		Ток холостого хода, $A(V)$	
	ТО	изм-е	ТО	изм-е	ТО	изм-е
MN5208 Kv340	–	62	0.093	0.091	0.9(10)	0.86(10)
MN501-S Kv240	–	77	0.085	0.11	0.9(18)	0.84(18)
MN4006 Kv380	–	108	0.194	0.2	0.3(10)	0.29(10)
MT4008 Kv330	–	100	–	0.2	0.53(20)	0.59(20)

Измеренные значения тока холостого хода в зависимости от напряжения питания приведены на рисунке 2.20.

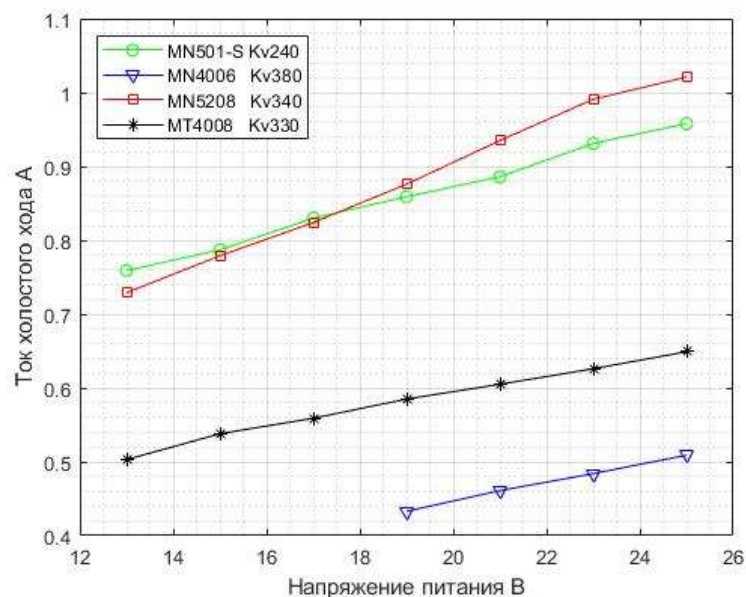


Рисунок 2.20 – Измеренные зависимости тока холостого хода от напряжения питания

Аналитические зависимости тока холостого хода от напряжения, полученные путем аппроксимация измеренных данных по методу наименьших квадратов, представлены в таблице 2.3. Графики полученных зависимостей приведены на рисунке 2.21.

Таблица 1.3 Аппроксимированные зависимости тока холостого хода от напряжения питания

MN4006 Kv380	$I_0 = 0.01255V_{in} + 0.19565$
MN501-S Kv240	$I_0 = 0.0168036V_{in} + 0.5393$
MN5208 Kv340	$I_0 = 0.0251964V_{in} + 0.4005536$
MT4008 Kv330	$I_0 = 0.0117857V_{in} + 0.356786$

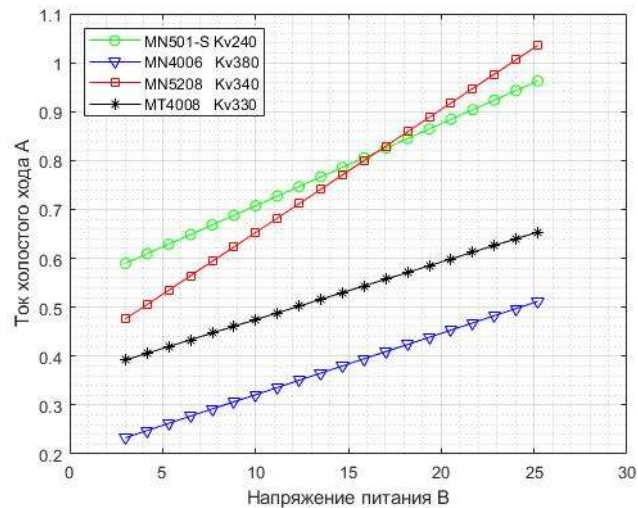


Рисунок 2.21- Аналитические зависимости тока холостого хода от напряжения питания

Измеренные значения оборотов холостого хода в зависимости от напряжения питания приведены на рисунке 2.22.

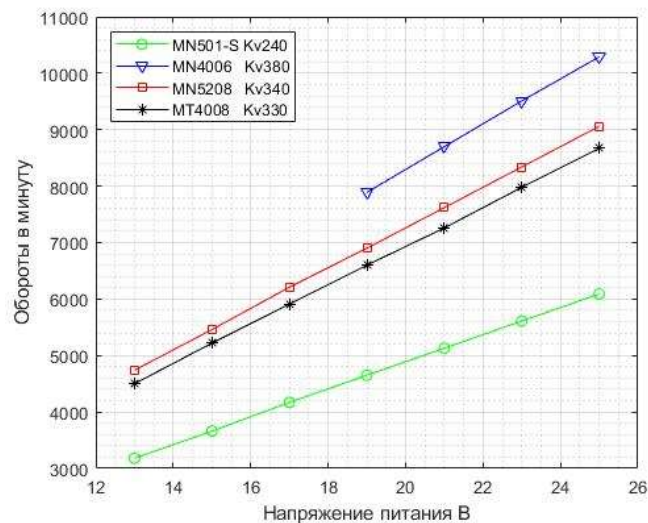


Рисунок 2.22 - Зависимость оборотов холостого хода от напряжения питания

Вычисленные значения константы  $K_v$  для бесколлекторных двигателей приведены в таблице 2.4.

Таблица 2.4 – Вычисленные значения константы  $K_v$

MN4006 Kv380	$K_v = 400.5$
MN501-S Kv240	$K_v = 242.6$
MN5208 Kv340	$K_v = 359.5$
MT4008 Kv330	$K_v = 346$

Таким образом, в результате анализа эквивалентной схемы бесколлекторного двигателя получены математические выражения для расчета зависимости скорости вращения ротора двигателя от величины подаваемого напряжения. Полученные зависимости проверены и откорректированы на реальных двигателях, используемых в мультироторных БЛА малого класса. На основе полученных выражений может быть выполнено математическое моделирование мультироторного БЛА для повышения максимальной дальности полета.

### 2.3.3 Реализация математической модели бесколлекторного двигателя в Matlab/Simulink

Модель бесколлекторного двигателя реализует уравнение (2.32). Для получения величины момента инерции ротора бесколлекторного электродвигателя была разработана его модель в программе SolidWorks. Моделирование в данной конструкторской программе позволяет учитывать используемые материалы и получить искомые величины моментов инерции.

Внешний вид модели бесколлекторного двигателя приведен в приложении А, (Рисунок А.2).



Входными данными модели являются:

- константа, связывающая обороты ротора и величину противо-ЭДС  $K_v$ ;
- величина момента инерции ротора двигателя  $J_R$ ;
- сопротивление обмотки статора  $R_a$ ;
- константы, для вычисления зависимости тока холостого хода от напряжения питания  $A_1, B_1$ ;
- напряжение питания двигателя  $V_M$ ;
- момент сопротивления вращению, воздушного винта  $M_{comp}$ ;
- величина момента инерции воздушного винта  $J_B$ ;

Выходные параметры модели:

- угловая скорость ротора двигателя  $\omega_r$ ;
- мощность, потребляемая двигателем от источника питания  $P_M$ .

## 2.4 Математическое моделирование аккумуляторной батареи

### 2.4.1 Выбор способа моделирования АКБ

Источником питания рассматриваемого класса мультироторных БЛА являются аккумуляторные батареи. В качестве АКБ для мультироторных БЛА используются литий полимерные (Li-Pol) реже литий-ионные (Li-Ion) аккумуляторные батареи. Батареи собираются из отдельных ячеек. Ячейки аккумуляторов Li-Pol выпускаются в мягких призматических корпусах, Li-Ion как правило в металлических корпусах цилиндрической формы. Характеристики

литий-ионных (Li-Ion) и литий-полимерных (Li-Pol) аккумуляторов во многом схожи. Li-Pol аккумуляторы, применяемые в мультироторных БЛА имеют меньшее чем Li-Ion внутреннее сопротивление и способны отдавать в нагрузку большие токи, штатное время заряда составляет 1 час и менее при удельной ёмкости до 200 вт./кг. Недостатком данных аккумуляторов является склонность к изменению геометрических характеристик при высоких температурах ( $60^{\circ}\text{C}$  и выше), превышении максимального тока разряда и при глубоком разряде. Для обеспечения нормальных условий эксплуатации Li-Pol аккумуляторы должны разряжаться не более чем на 80 %. Диапазон напряжений Li-Pol аккумулятора составляет  $4.2 \div 3.3\text{ В}$  на одну ячейку. Li-Ion аккумуляторы имеют несколько большее чем Li-Pol внутреннее сопротивление, однако обладают удельной емкостью до 270 вт./кг. Они не изменяют геометрические размеры в процессе эксплуатации, могут быть разряжены полностью без ущерба для срока службы. Время заряда как правило составляет 2.5-3 часа, диапазон напряжений аккумулятора  $4.2 \div 2.5\text{ В}$ . Использование Li-Ion аккумуляторных батарей позволяет более гибко формировать аккумуляторную батарею для использования на мультироторном БЛА, получить увеличение полетного времени, по сравнению с Li-Pol аккумулятором, но требует от разработчика проведения исследований устойчивости системы управления при её разряде.

Для моделирования работы Li-Po (литий полимерной) батареи используется модуль Datasheet Battery библиотеки Energy Storage and Auxiliary Drive программы Simulink. Внешний вид модуля АКБ приведен в приложении А, (Рисунок А.3).

Для определения выходного напряжения батареи в модуле используются интерполяционные таблицы напряжения разомкнутой цепи и внутреннего сопротивления. Интерполяционные таблицы являются функциями состояния заряда и температуры батареи, характеризую производительность батареи в различных рабочих точках. [73].

## 2.4.2 Реализация математической модели аккумуляторной батареи в Matlab/Simulink

Входными параметрами модели аккумуляторной батареи являются:

- ток  $I_{bat}$ ;
- температура  $t_{bat}$ ;
- интерполяционная таблица напряжения ячейки АКБ при разомкнутой цепи;
- интерполяционная таблица внутреннего сопротивления ячейки АКБ при разомкнутой цепи;
- число параллельно соединенных ячеек в батарее  $N_p$ ;
- число последовательно соединенных ячеек в батарее  $N_s$ ;
- емкость аккумуляторной ячейки  $C_{bat}$ .

Выходным параметром батареи является:

- Напряжение аккумуляторной батареи  $U_{bat}$

## Выводы по второму разделу

Решена первая частная научная задача – разработаны математические модели воздушных винтов, бесколлекторных электродвигателей и аккумуляторных батарей.

1. Разработана и верифицирована математическая модель воздушных винтов, отличающаяся от существующих более полным учетом процессов перетекания воздушных масс по всей поверхности винта, в том числе и концевой части.

2. Разработана и верифицирована модель бесколлекторного двигателя и выбрана имеющаяся в составе пакета Matlab/Simulink математическая модель АКБ. Определены необходимые для работы модели электрические характеристики используемых в БЛА литий-полимерных и литий-ионных АКБ.

3. Выполнено численное моделирование воздушных винтов, бесколлекторных двигателей и АКБ в пакете Matlab/Simulink.

Материалы и результаты, представленные во втором разделе, были предварительно опубликованы в статье [3].

### **3 Разработка математической модели процесса управления динамикой полета мультироторного БЛА и численного метода управления вращательным движением**

#### **3.1 Разработка математической модели процесса управления динамикой полета мультироторного БЛА**

В данном подразделе решается вторая частная научная задача, а именно математической модели процесса управления динамикой полета мультироторного БЛА.

Математическое моделирование динамики полета мультироторного БЛА рассматривается как сочетание задач управления ориентацией и движением по заданной траектории. Ориентация описывается кинематическими уравнениями, которые являются автономными, что дает возможность рассматривать процесс управления ориентацией отдельно от задачи полета по траектории [74].

Для реализации линейного перемещения центра масс и вращательного движения вокруг центра масс в мультироторном БЛА используются единые подходы.

Управление движением БЛА осуществляется изменением его пространственной ориентации путем управления оборотами двигателей. При выбранной схеме БЛА вращение вокруг оси  $x_b$  реализуется управлением парами моторов 1,2 и 4, 3, вокруг оси  $z_b$  – парами моторов 1,4 и 2,4, вокруг оси  $y_b$  – парами моторов 1,3 и 2,4. Направление вращения воздушных винтов 1,3 – против часовой стрелки, 2,4 – по часовой стрелке (рисунок 3.1).

БЛА реализующие данный метод управления обладают простотой реализации и высокой надежностью конструкции. При этом мультироторные БЛА

имеют 6 степеней свободы и 4 управляющих воздействия для реализации управления в пространстве, то есть являются системами с дефицитом управляющих воздействий, что накладывает ограничения на систему управления, не все траектории движения могут быть реализуемы.

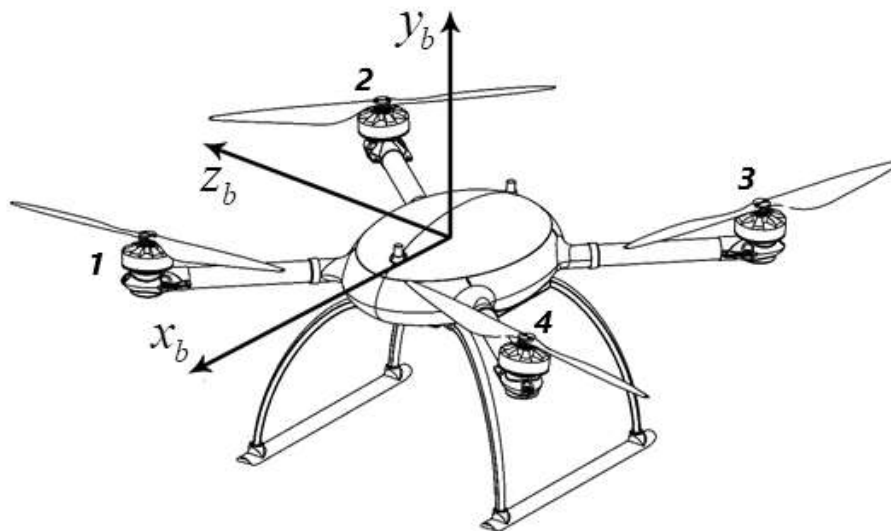


Рисунок 3.1 - Внешний вид мультироторного БЛА

Для управления движением мультироторного БЛА используются следующие системы координат:

$F^I$  – инерциальная, связанная с Землей;

$F^1$  – система координат БЛА;

$F^2$  – скоростная система координат;

$F^b$  – связанная с БЛА.

В инерциальной системе координат  $F^I$  ось  $x_I$  направлена на Север, ось  $z_I$  на Восток, ось  $y_I$  противоположна направлению вектора силы тяжести. Направление на север обозначают инерциальным  $x_I$ , на восток инерциальным  $z_I$ , направление вниз инерциальным  $y_I$ .

Начало опорной системы координат  $F^1$  совпадает с центром масс БЛА, направление осей  $x_1, y_1, z_1$  совпадает с системой  $F^I$  и при этом, данная система координат моделирует сопровождающий трехгранник.

Начало связанной системы координат  $F^b$  совпадает с центром масс БЛА. Ось  $x_b$  (продольная ось) проходит параллельно строительной горизонтали корпуса БЛА, лежит в плоскости его симметрии, направлена вперед к носу. Ось  $y_b$  (нормальная ось) лежит в плоскости симметрии, перпендикулярна  $x_b$  и направлена вверх. Ось  $z_b$  (поперечная ось) направлена перпендикулярно плоскости симметрии дополняет систему координат до правой.

Положение БЛА относительно воздушной скорости  $\vec{V}$  определяется относительным расположением связанной и скоростной систем координат, отличающихся на величину угла атаки и скольжения.

Математическая модель мультироторного БЛА строится при следующих ограничениях:

БЛА является симметричным относительно центра масс;

конструкция и воздушные винты являются абсолютно твердыми телами;

БЛА обладает шестью степенями свободы, три – соответствуют вращательному и три – поступательному движениям;

параметры атмосферы в модели принимаются стандартными [56].

Поступательное движение центра масс БЛА описывается в неподвижной инерциальной системе координат. Ускорение БЛА в инерциальной системе координат возникает за счет изменения направления вектора суммарной силы тяги  $F_T$ , создаваемой воздушными винтами. Вращение вокруг центра масс возникает за счет моментов, создаваемого различной тягой воздушных винтов и крутящими моментами, возникающими при их работе [43, 44].

С точки зрения моделирования, мультироторный БЛА является нелинейным объектом с перекрестными связями, управляемость которого зависит от полетной массы, характера движения и ряда других факторов. Для построения системы управления желательно, чтобы объект управления имел неизменные динамические характеристики, что в реальных условиях практически не реализуется.

Управление линейным движением осуществляется методом бэкстеппинга при следующих ограничениях:

- выход БЛА на критические углы крена или тангажа:

$$\varphi_{\min} < \varphi < \varphi_{\max};$$

$$\theta_{\min} < \theta < \theta_{\max};$$

- превышения максимального значения тока потребления:

$$I_{in} < I_{\max},$$

где  $I_{in}$  ток потребления силовой установкой;

- максимальное значение скорости полета ( $V_{\max}$ ), данная величина может снижаться во время полета и устанавливаться в начальное значение при достижении навигационной точки:

$$\begin{cases} V_d \leq V_{\max}; \\ |\dot{V}_d| \leq a_{\max}; \\ V_{desc\ max} \leq V_h \leq V_{clmb\ max}; \\ a_{desc\ max} \leq \dot{V}_h \leq a_{clmb\ max}; \end{cases}$$

где  $V_d$  – программная скорость полета;

$V_{\max}$  – максимальная скорость полета;

$a_{\max}$  – максимальное значение ускорения в полете;

$V_h$  – вертикальная скорость;

$V_{clmb\ max}$  – максимальная скорость набора высоты;

$V_{desc\ max}$  – максимальная скорость снижения;

$a_{clmb\ max}$  – максимальное значение ускорения при наборе высоты;

$a_{desc\ max}$  – максимальное значение ускорения при снижении.

Требуется определить выходные сигналы подсистемы траекторного управления углов крена, тангажа и курса ( $\varphi_d^o, \theta_d^o, \psi_d^o$ ) (см. рис. 3.1).

Управление линейным движением в горизонтальной плоскости строится по следующем алгоритму:

1. Определяется расстояние до заданной точки.



2. Определяются масштабные коэффициенты для проекции вектора скорости на оси опорной системы координат.

3. По известному азимуту до навигационной точки вычисляются масштабные коэффициенты:

$$S_N = \cos \alpha, \quad S_E = \sin \alpha \quad (3.1)$$

4. Определяется программное значение скорости полета:

$$V_{d(n)} = k(L_p)^b \quad (3.2)$$

при ограничении на максимальное ее значение

$$V_{d(n)} \leq V_{\max(n)}$$

5. Значение виртуального управления скоростью полета определяется как:

$$V_{cont(n)} = V_{d(n)} \quad \text{при} \quad (V_{cont(n-1)} - V_{d(n)}) < a_d dt \quad (3.3)$$

где  $dt$  – время дискретизации.

В случае не выполнения условия (3.3), значение виртуального управления скоростью, вычисляется следующим образом:

$$\begin{cases} V_{cont(n)} = V_{cont(n-1)} - a_d dt, & \text{при} \quad V_{cont(n-1)} > V_{d(n)} \\ V_{cont(n)} = V_{cont(n-1)} + a_d dt, & \text{при} \quad V_{cont(n-1)} < V_{d(n)} \end{cases} \quad (3.4)$$

В случае превышения максимальных значений углов крена и тангажа:

$$|\varphi| > \varphi_{\max} \quad \text{или} \quad |\theta| > \theta_{\max} \quad (3.5)$$

Производится снижение значения виртуальной скорости полета на величину  $1.2a_d dt$

$$V_{cont(n)} = V_{cont(n-1)} - 1.2a_d dt, \quad \text{если} \quad V_{cont(n)} < 0 \quad \text{то} \quad V_{cont(n)} = 0 \quad (3.6)$$

Данное ограничение накладывается с целью недопущения выхода БЛА на предельные углы атаки в полете.

6. Выполняется контроль выхода БЛА на максимальные значения углов крена и тангажа, а также проверяется превышение максимального тока потребления. При выходе контролируемых параметров за граничные значения:

$$\begin{cases} |\varphi| > \varphi_{\max} \quad \text{или} \quad |\theta| > \theta_{\max} \\ I_{in} \geq I_{\max} \end{cases} \quad (3.7)$$

происходит снижение максимального значения скорости полета, на величину  $1.2a_d dt$

$$V_{\max(n)} = V_{\max(n-1)} - 1.2a_d dt, \text{ если } V_{\max(n)} < 0 \text{ то } V_{\max(n)} = 0 \quad (3.8)$$

Данное ограничение необходимо для предотвращения выхода БЛА на предельные углы в случае полета против сильного ветра и позволяет снизить нагрузку на аккумуляторную батарею.

7. Вычисляются проекции виртуальной скорости полета на оси опорной системы координат:

$$\begin{cases} V_{N\text{contr}(n)} = S_N V_{\text{contr}(n)} \\ V_{E\text{contr}(n)} = -S_E V_{\text{contr}(n)} \end{cases} \quad (3.9)$$

8. Выполняется вычисление проекций расстояния до навигационной точки на оси опорной системы координат для формирования виртуально управления:

$$\begin{cases} R_{N\text{contr}(n)} = R_{N\text{contr}(n-1)} + V_{N\text{contr}(n)} dt \\ R_{E\text{contr}(n)} = R_{E\text{contr}(n-1)} + V_{E\text{contr}(n)} dt \end{cases} \quad (3.10)$$

Для вычисления управляющих воздействий применим метод бэкстеппинга [75]. Вычисления управляющих воздействий производятся в опорной системе координат. Порядок вычисления:

– вычисляем ошибку отслеживания расстояния между точкой виртуального управления и фактическим положением БЛА

$$\begin{cases} R_{N\text{error}} = R_{N\text{contr}(n)} - R_N \\ R_{E\text{error}} = R_{E\text{contr}(n)} - R_E \end{cases} \quad (3.11)$$

– вычисляем интегральную составляющую ошибки отслеживания расстояния

$$\begin{aligned} x_5 &= \int R_{N\text{contr}(n)} dt \\ x_6 &= \int R_{E\text{contr}(n)} dt \end{aligned}$$

– определяем ошибку отслеживания скорости полета

$$\begin{cases} V_{N\text{error}} = c_9 R_{N\text{error}} + V_{N\text{contr}(n)} + a_5 x_5 - V_{N(n)} \\ V_{E\text{error}} = c_9 R_{E\text{error}} + V_{E\text{contr}(n)} + a_5 x_6 - V_{E(n)} \end{cases} \quad (3.12)$$

В результате получаем управляющее воздействие в следующем виде:

$$\begin{cases} U_{N\ control} = m(1.0 - c_9^2 + a_5)R_{N\ error} + (c_9 + c_{10})V_{N\ error} - c_9 a_5 x_5 \\ U_{E\ control} = m(1.0 - c_9^2 + a_5)R_{E\ error} + (c_9 + c_{10})V_{E\ error} - c_9 a_5 x_6 \end{cases} \quad (3.13)$$

где  $a_5 = 0,1$ ,  $c_9 = 1,1$ ,  $c_{10} = 1$ , – положительные коэффициенты, значение которых определено экспериментально ;

$m$  – масса БЛА.

Требуемые выходные сигналы подсистемы траекторного управления углов крена, тангажа и курса:

$$\begin{cases} \theta_d^o = \frac{U_{N\ control}}{k_d} \\ \varphi_d^o = \frac{U_{E\ control}}{k_d} \\ \psi_d^o = \beta + \Delta\psi \end{cases} \quad (3.14)$$

где  $k_d$  – коэффициент пропорциональности, позволяющий регулировать чувствительность БЛА к изменению координаты, например, для увеличения точности при посадке на ограниченную поверхность [18];

$\Delta\psi$  – приращение курсового угла для управления вращением вокруг вертикальной оси БЛА;

$\beta$  – азимут навигационной точки.

Таким образом, разработанный способ управления динамикой линейного движения мультироторного БЛА позволяет формировать требуемые выходные сигналы для подсистемы управления вращательным движением в виде углов крена, тангажа и курса, обеспечивающие ограничения на скорость и ускорение БЛА в полете.

### 3.1.1 Оценка адекватности математической модели процесса управления динамикой полета мультироторного БЛА

Для оценки адекватности результатов математического моделирования процесса управления линейными перемещениями мультироторного БЛА была разработана модель с использованием пакета Simulink. Входные и выходные параметры модели управления динамикой линейного движения мультироторного БЛА приведены в приложении А, (Рисунок А.4).

Входными данными модели линейного движения являются:

- максимальное значение скорости полета  $V_{\max}$  ;
- расстояние до заданной точки в проекции на оси опорной системы координат  $R_x, R_y$  ;
- проекция вектора скорости полета на оси опорной системы координат  $V_x, V_y$  ;
- координаты заданной точки  $R_{xd}, R_{yd}$  ;
- время цикла вычислений  $dt$  ;
- значение ускорения для формирования разгонной динамики  $a_d$  ;
- максимальное значение скорости полета  $V_{\max}$  ;
- расстояние до заданной точки в проекции на оси опорной системы координат  $R_x, R_y$  ;
- проекция вектора скорости полета на оси опорной системы координат  $V_x, V_y$  ;
- координаты заданной точки  $R_{xd}, R_{yd}$  ;
- время цикла вычислений  $dt$  ;
- значение ускорения для формирования разгонной динамики  $a_d$  ;
- масштабный коэффициент, определяющий динамику торможения  $k_{br}$  .

Выходными параметрами контроллера линейного движения являются углы крена, тангажа и курса  $(\varphi_d, \theta_d, \psi_d)$  определяющие ориентация БЛА в пространстве.

Требуется провести моделирование линейного движения при различных значениях  $k_{br}$  и при значении  $b = 0.85$ .

На рисунке 3.2 представлены графики зависимости координат БЛА в зависимости от времени полета. На рисунке 3.4 представлены графики зависимости проекций скоростей БЛА от времени.

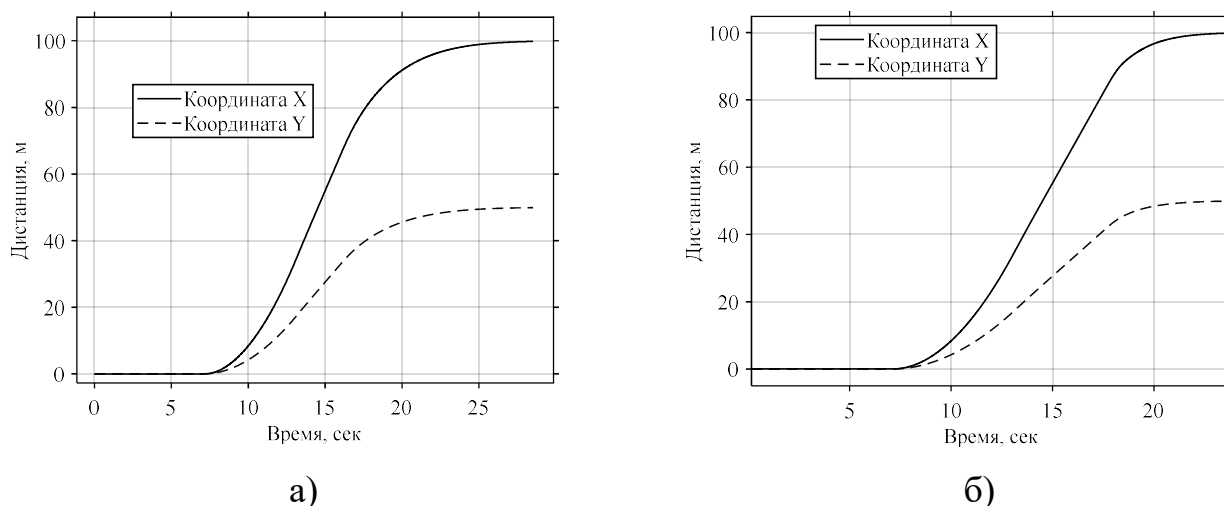


Рисунок 3.2 – Графики зависимости координат БЛА в зависимости от времени полета: а)  $k_{br} = 0.5, b = 0.85$ ; б)  $k_{br} = 1, b = 0.85$

Из рисунков 3.2-3.2 видно, что при подходе к целевой точке различается динамика торможения. На рисунке 3.3, а) торможение начинается на 16 секунде, а на рисунке 3.3, б) на 18 секунде. Таким образом, изменяя коэффициент  $k$  можно регулировать динамику линейного движения БЛА.

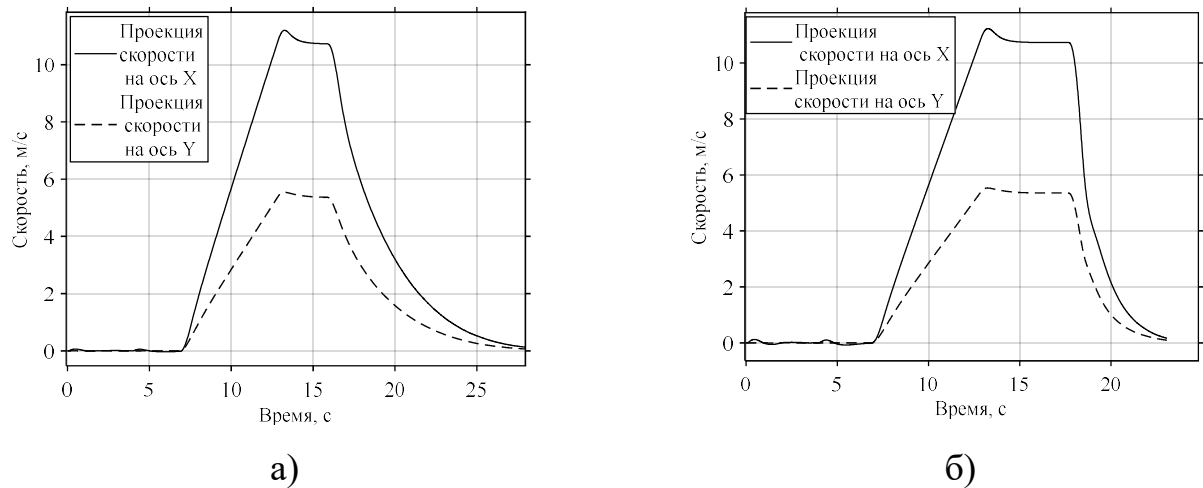


Рисунок 3.3 – Графики зависимости проекций скоростей БЛА от времени:  
 а)  $k_{br} = 0.5, b = 0.85$ ; б)  $k_{br} = 1, b = 0.85$

На рисунке 3.4 представлены графики зависимости заданных и реальных координат от времени полета БЛА.

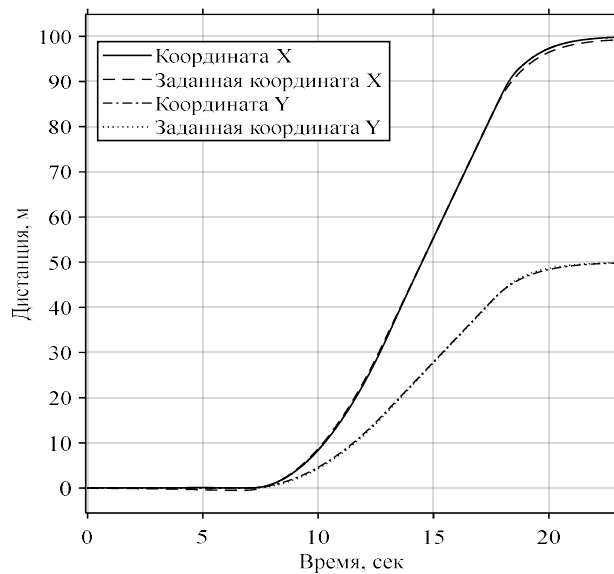
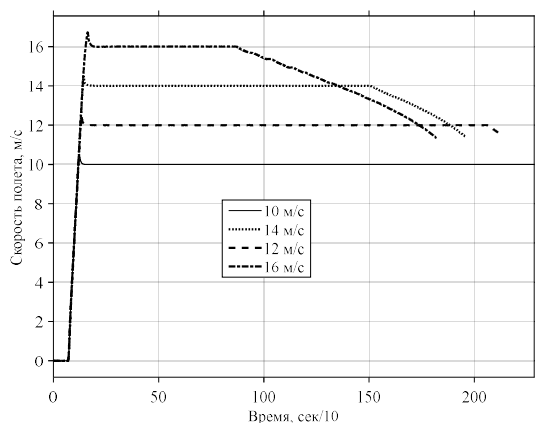


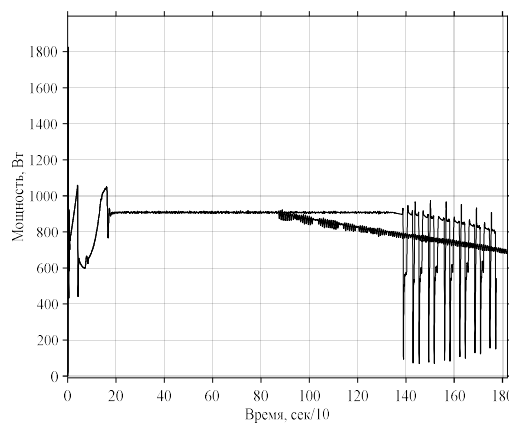
Рисунок 3.4 – Графики зависимости заданных и реальных координат от времени полета БЛА

Из рисунка 3.4 видно, что качество отслеживания заданной траектории движения осуществляется с минимальным запаздыванием, обусловленным динамическими характеристиками объекта.

Особенностью математической модели является оптимизация скорости полета по критерию максимальной дальности. На рисунке 3.5, а показаны результаты вычисления скорости полета по критерию максимальной дальности при разных значениях ограничений на значение максимальной скорости. На рисунке 3.5, б показан график скорости полета, оптимизированный по критерию максимальной дальности в сравнении с полетом при неизменяемом значении максимальной скорости.



а)



б)

Рисунок 3.5 – Результаты изменения скорости от времени полета: а) для разных предельных значений максимальной скорости; б) сравнение двух вариантов скорости полета: изменяющегося по критерию максимальной дальности и неизменного в течении всего полета

Как следует из рисунка (3.6, б), на 900 секунде полета происходит включение алгоритма оптимизации скорости полета, в результате которой происходит её медленное уменьшение. В варианте постоянной скорости полета равной 16 м/с. на 1350 секунде полета происходит потеря устойчивости модели движения. Скорость полета БЛА начинает скачкообразно меняться. Причиной такой реакции является разряд аккумуляторной батареи до предельного уровня.

На рисунке 3.6 показаны графики удаления от места старта во время полета с постоянной и оптимизированной по критерию максимальной дальности полета. К моменту разряда АКБ до предельного уровня (1350 с полета) БЛА летящий с постоянной скоростью удаляется от места старта на 21000 м. При использовании

оптимизированной скорости полета обеспечивается дальность полета до 25000 м. При этом до завершения полета сохраняется устойчивость процесса управления (см. рис. 3.6).

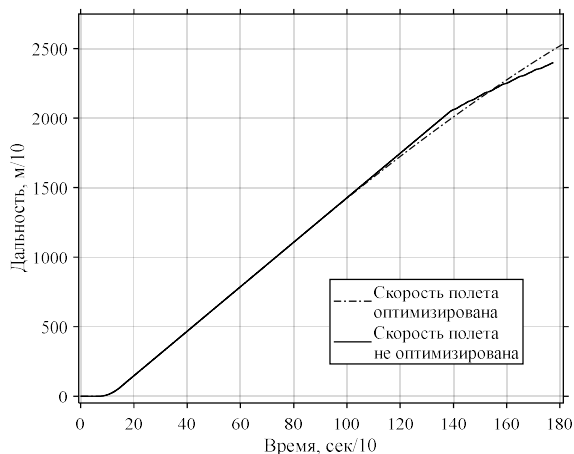


Рисунок 3.6 Графики удаления от места старта во время полета с постоянной и оптимизируемой по критерию максимальной дальности

Таким образом, разработанная математическая модель процесса управления динамикой полета мультироторного БЛА позволяет оптимизировать скорость полета по критерию максимальной дальности. При этом увеличение дальности полета составляет 15-20 %, в зависимости от условий полета. Что подтверждает факт решения второй частной научной задачи.

Метод управления динамикой линейного движения мультироторного БЛА позволяет задавать требуемую разгонную и тормозную динамику мультироторного БЛА и осуществлять полет плавно без переключения режимов (зависание, полет по маршруту, торможение).

### 3.2 Разработка математической модели и численного метода динамического управления вращательным движением мультироторного БЛА



### 3.2.1 Выбор математической модели динамического управления вращательным движением мультироторного БЛА

Для построения управления ориентацией мультироторных БЛА используются различные виды регуляторов. Наиболее распространенными являются пропорционально-интегрально-дифференциальные (ПИД) регуляторы, простые в реализации, но требующие подстройки коэффициентов при изменении характеристик БЛА [41,76,77]. В случае применения линейно-квадратичных регуляторов (LQR) успешно решаются задачи стабилизации в режиме зависания БЛА, однако качество управления снижается при внешних возмущениях, перекрестных связях и существенных нелинейностях объекта управления [78]. При использовании ПИД и линейно-квадратичных регуляторов необходимо реализовать точную модель объекта управления, что в большинстве случаев является непреодолимым препятствием.

Одним из способов управления мультироторными БЛА в условиях воздействия внешних возмущающих факторов является применение скользящего режима (SMC) [79]. Его применение позволяет обеспечить качественное управление БЛА при отсутствии точной математической модели в условиях внешних возмущений. Основным недостатком метода SMC является использование релейных сигналов управления, которые в идеальном случае должны обеспечивать переключение регуляторов с бесконечной частотой, а для практической реализации управляющих воздействий необходимо обеспечить адаптацию частоты переключения к режимам полета БЛА [80, 81]. Кроме того, управление в скользящем режиме предполагает точное знание динамики БЛА.

Широкое применение в практической реализации методов стабилизации нелинейных объектов нашел алгоритм обратного обхода интегратора – бэкстепинг [82]. Возможность обеспечения приемлемого качества стабилизации

движения мультироторного БЛА при неполном знании динамики объекта в условиях воздействия возмущающих факторов, вызвало широкое применение бэкстеппинга при управлении мультироторными БЛА [75, 83 – 90]. Данный метод позволяет формировать требуемую динамику движения объекта управления [82]. Алгоритм обеспечивает слежение выхода объекта за входным сигналом с заданной точностью за конечное время. Измерению доступны только скалярные вход и выход объекта, но не их производные. Синтез алгоритма управления условно разбивается на  $r$  шагов, где  $r$  верхняя оценка относительной степени модели объекта управления. На каждом шаге синтезируется управление, которое стабилизирует каждую подсистему в модели объекта в окрестности нуля. На последнем шаге синтезируется основной закон управления, который обеспечивает слежение выходного сигнала объекта управления за входным сигналом. В общем случае, бэкстеппинг требует использования виртуальных управляющих сигналов, включающих производные от управляющих воздействий. Для подсистемы управления ориентацией мультироторного БЛА источником входного сигнала в виде углов  $\varphi, \theta, \psi$  служит подсистема траекторного управления. Скорости изменения данных углов могут быть недоступны для отработки физической системой и для качественного управления необходимо обеспечить их гладкость. Наиболее часто подобная задача решается различными методами фильтрации [91], которые не позволяют получать качественные сигналы виртуального управления и, в конечном случае, обеспечивать точность управления ориентацией мультироторного БЛА.

Традиционно, управление полетом квадрокоптера осуществляется с использованием углов Эйлера-Крылова  $\varphi, \theta, \psi$ . Структурная схема управления движением мультироторного БЛА будет выглядеть следующим образом (рисунок 3.7).

Таким образом, разработку математической модели процесса управления вращательным движением мультироторного БЛА можно осуществить в следующей постановке:

Известны:

- проекции скорости полета БЛА на север ( $V_N$ ) и восток ( $V_E$ );
- вертикальная скорость ( $V_H$ );
- расстояние до заданной маршрутной точки ( $L_p$ );
- проекции расстояния до маршрутной точки в опорной системе координат ( $R_N, R_E$ );
- азимут на заданную маршрутную точку ( $\alpha$ );
- заданная высота полета ( $H_d$ );
- высота полета БЛА над уровнем моря ( $h$ );

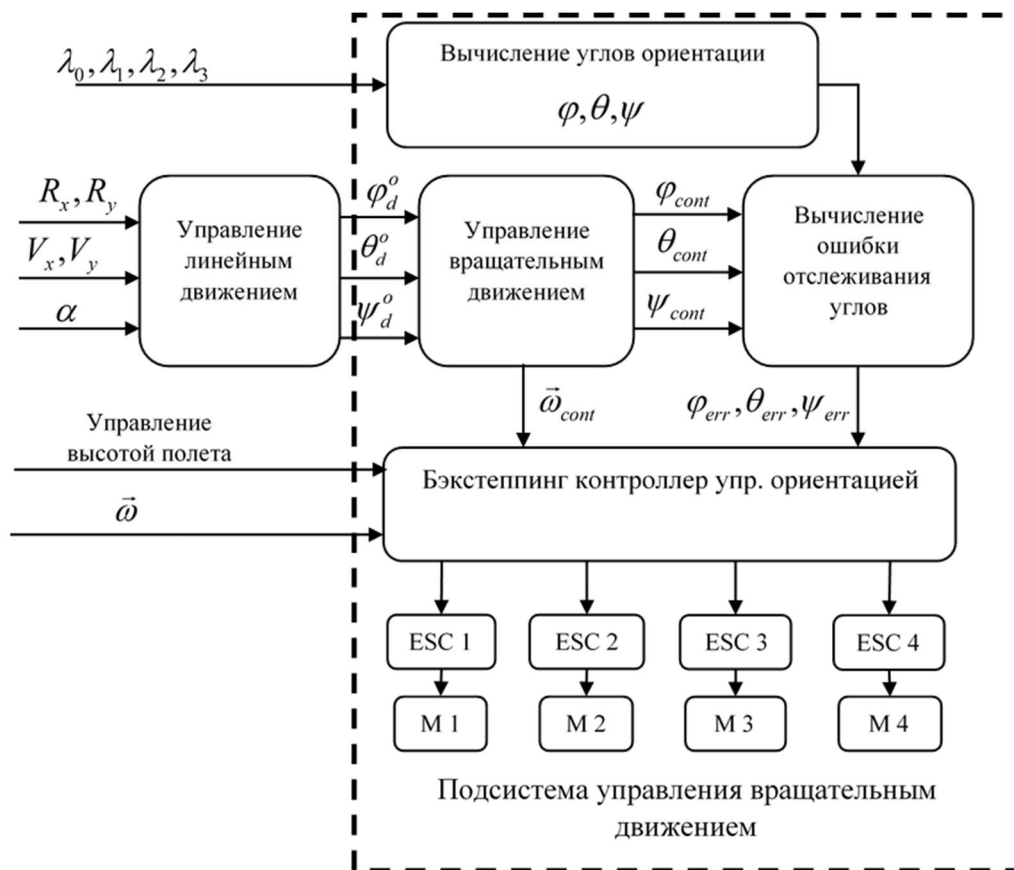


Рисунок 3.7 - Структурная схема системы управления полетом мультироторного БЛА с использованием углов Эйлера-Крылова

Необходимо получить математические выражения, описывающие процесс управления динамикой вращательного движения мультироторного БЛА, влияющие на максимальную дальность полета.

В качестве входных данных для подсистемы управления вращательным движением являются углы крена, тангажа и курса  $(\varphi_d^o, \theta_d^o, \psi_d^o)$ , формируемые подсистемой траекторного управления (см. рисунок 3.7).

Управление пространственной ориентацией реализуется методом бэкстеппинга. Формирование виртуального управления производится в опорной системе координат.

Требуется:

1. Разработать математическую модель управления динамикой вращательного движения мультироторного БЛА по каналам крена, тангажа и курса  $(\varphi_d, \theta_d, \psi_d)$ , обеспечивающего гладкость траектории при ограничениях:

$$\begin{aligned} t_p &\leq t_{p \max}; \\ \varphi_{\min} &\leq |\varphi_d| \leq \varphi_{\max}; \\ \theta_{\min} &\leq |\theta_d| \leq \theta_{\max}; \\ |\dot{\varphi}_d| &\leq \omega_{x \max}; \\ |\dot{\theta}_d| &\leq \omega_{y \max}; \\ |\dot{\psi}_d| &\leq \omega_{z \max}; \\ |\ddot{\varphi}_d| &\leq \varepsilon_{x \max}; \\ |\ddot{\theta}_d| &\leq \varepsilon_{y \max}; \\ |\ddot{\psi}_d| &\leq \varepsilon_{z \max}; \end{aligned}$$

где  $t_{p \max}$  – ограничение времени переходного процесса;

$\varphi_{\min}, \varphi_{\max}, \theta_{\min}, \theta_{\max}$  – предельные значения соответственно углов крена и тангажа;

$\dot{\varphi}_{\max}, \dot{\theta}_{\max}, \dot{\psi}_{\max}$  – максимальные программные значения скорости изменения углов крена, тангажа и курса соответственно;

$\varepsilon_{\varphi \max}, \varepsilon_{\theta \max}, \varepsilon_{\psi \max}$  – максимальные значения угловых ускорений программных значений углов крена, тангажа и курса, соответственно.

2. Провести сравнение времени и качества переходного процесса, пиковой потребляемой мощности и энергии затраченной на тестовый маневр

мультироторного БЛА, управление ориентацией которого выполнено на основе бэкстеппинг контроллера [75] и разработанного численного метода.

3. Провести оценку пикового, суммарного энергопотребления и времени переходного процесса в зависимости от изменения значений  $\dot{\varphi}_{\max}, \dot{\theta}_{\max}, \dot{\psi}_{\max}, \varepsilon_{\varphi_{\max}}, \varepsilon_{\theta_{\max}}, \varepsilon_{\psi_{\max}}$ .

4. Исследовать факторы, влияющие на время переходного процесса при формировании управления вращательным движением БЛА.

Решение задачи. Для решения поставленной задачи воспользуемся функцией наведения в виде [92]

$$u = \dot{\rho} + k\rho^b \quad (3.14)$$

где  $u$  – сигнал управления;

$\rho$  – ошибка установки заданного значения угла;

$\dot{\rho}$  – производная ошибки установки заданного значения угла;

$b, k$  – положительные числа.

Управление вращательным движением строится по следующему алгоритму:

– Вначале определяется ошибка отслеживания заданного угла:

$$\varphi_{err(n)} = \varphi_d^o - \varphi_{cont(n)} \begin{cases} \varphi_{err(n)} \geq 0 \text{ sgn} = 1 \\ \varphi_{err(n)} < 0 \text{ sgn} = -1 \end{cases} \quad (3.15)$$

где  $\varphi_{cont(n)}$  – значение угла виртуального управления на шаге  $n$ ;

$\varphi_d^o$  – значение угла, полученное от системы траекторного управления.

Затем, вычисляется управляющее значение угловой скорости:

$$\omega_{cont(n)} = k \text{sgn}(\varphi_{err(n)}) \times |\varphi_{err(n)}|^b \begin{cases} \text{sgn} = 1 \text{ при } \varphi_{err(n)} \geq 0 \\ \text{sgn} = -1 \text{ при } \varphi_{err(n)} < 0 \end{cases} \quad (3.16)$$

при ограничении:

$$|\omega_{cont(n)}| \leq \omega_{\max} \quad (3.17)$$

где  $\omega_{\max}$  – максимальное значение угловой скорости.

После этого определяется значение угла виртуального управления

$$\varphi_{cont(n)} = \int_{t_1}^{t_2} \omega_{cont(n)} dt \quad (3.18)$$

### 3.2.1 Разработка численного метода динамического управления вращательного движения мультироторного БЛА

В данном подразделе приводится решение третьей частной научной задачи, а именно разработка численного метода управления динамикой вращательного движения мультироторного БЛА.

В основу численного метода положен итерационный метод вычислений выражений (3.15) – (3.18).

Проведем исследование поведения функции (3.16) с целью определения приемлемых для практики значений  $b$  при  $k = 1$ . Определим диапазон изменения  $b = 0.3, 0.5, 0.7, 0.8, 1.0, 1.2$ , при шаге численного интегрирования 0.01 сек. Исследуем изменение угловой скорости и углового ускорения в зависимости от  $\varphi_{err}$ .

Результаты моделирования изменений программного угла, угла виртуального управления, угловой скорости и ускорения представлены на рисунке 3.8 и рисунке 3.9.

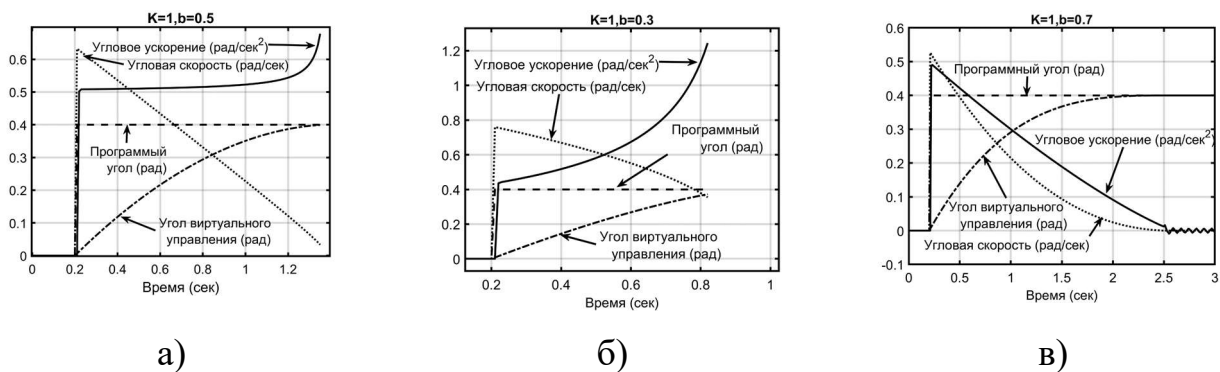


Рисунок 3.8 - Результаты моделирования при: а)  $b=0.3$ , б)  $0.5$ , в)  $0.7$

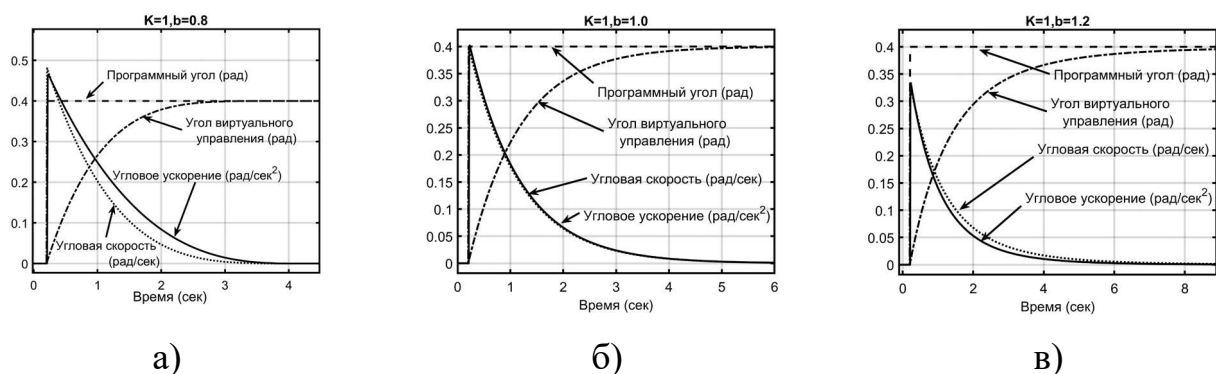


Рисунок 3.9 - Результаты моделирования при: а)  $b=0.8$ , б)  $1.0$ , в)  $1.2$

При  $b = 0.3$ , происходит рост значения углового ускорения по мере уменьшения  $\varphi_{err}$ , при  $b = 0.5$  значение углового ускорения является практически постоянным, но вблизи заданного значения угла  $\varphi_d^o$  оно увеличивается, а при времени моделирования более 1.5 секунд наблюдается колебательный процесс (на рисунке 3.9, б колебательный процесс не показан). При значении  $b = 0.7$ , в окрестности заданного значения  $\varphi_d^o$ , возникают колебания величины углового ускорения, амплитуда которых уменьшается с ростом частоты дискретизации. Значение  $0.8 \leq b < 1$  позволяет получить приемлемый переходной процесс с плавным уменьшением значения углового ускорения по мере приближения к заданному значению угла  $\varphi_d^o$ . При значениях  $b = 1.0$  и  $b = 1.2$  наблюдается плавное уменьшение величины углового ускорения, но при этом происходит существенное увеличение времени переходного процесса рисунке 3.10, б и рисунке 3.10,в.

Проведем моделирование виртуального управления (3.16 – 3.19) по каналу крена в случае ступенчатого изменения заданного угла  $\varphi_d^o$ . Зададим следующие параметры виртуального управления:  $\omega_{\max} = 2 \text{ рад} / \text{сек}$ ,  $b = 0.8$ ,  $k = 4$ . Результаты моделирования виртуального управления при ступенчатом изменении управляющего сигнала представлены на рисунке 3.10.

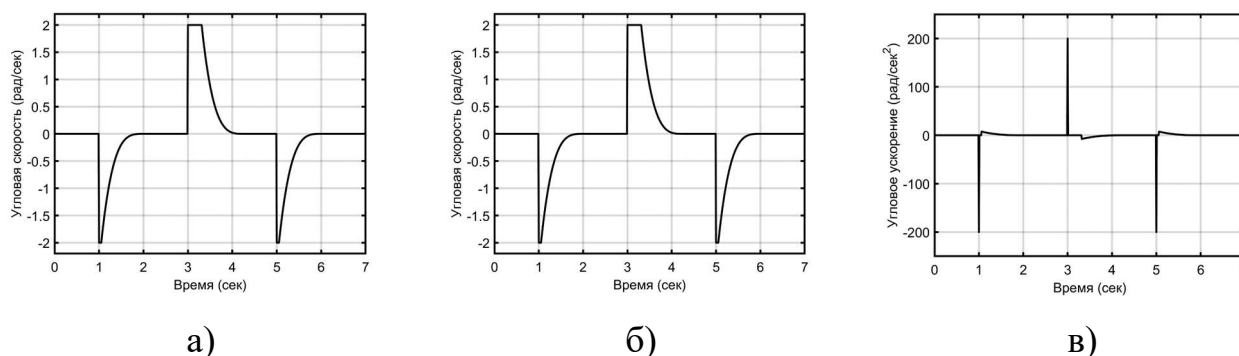


Рисунок 3.10 - Результаты моделирования виртуального управления при ступенчатом изменении управляющего сигнала: а) изменение заданного (программного угла) и значения угла на выходе контроллера, б) изменение угловой скорости, в) изменение углового ускорения при формировании виртуального управления

Недостатком данного вида управления, является скачкообразное изменение угловой скорости до максимального значения и, как следствие, пикового значения углового ускорения.

Для ограничения пикового значения углового ускорения введем релейный режим управления с ограниченным значением углового ускорения:

$$\omega_{cont(n)} = \begin{cases} \omega_{cont(n-1)} - \varepsilon_d dt, & \text{при } \omega_{cont(n-1)} > \omega_d(n) \\ \omega_{cont(n-1)} + \varepsilon_d dt, & \text{при } \omega_{cont(n-1)} < \omega_d(n) \end{cases} \quad (3.19)$$

где  $\omega_d$  – программная угловая скорость;

$\varepsilon_d$  – программное значение углового ускорения.

Результаты моделирования виртуального управления, при значениях  $\omega_{\max} = 2 \text{ рад} / \text{сек}$ ,  $\varepsilon_d = 10 \text{ рад} / \text{сек}^2$  и шаге интегрирования 0.01 сек в релейном режиме, приведены на рисунке 3.11.



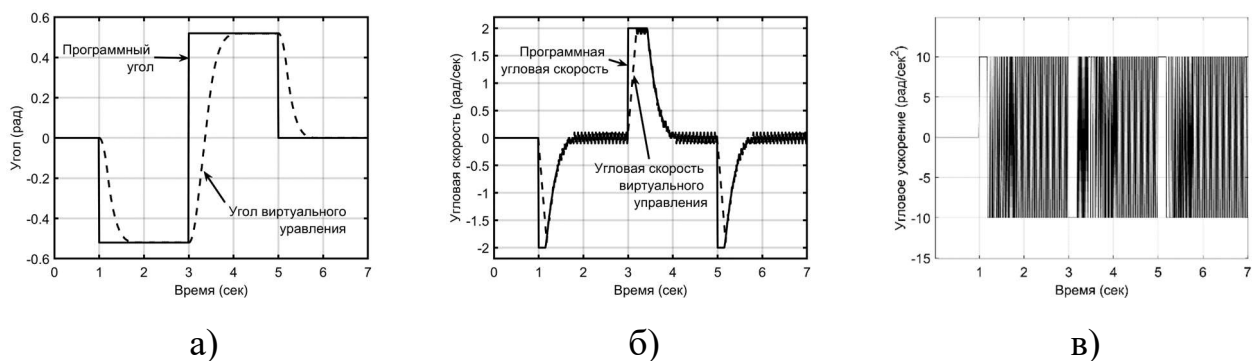


Рисунок 3.11 - Результаты моделирования виртуального управления при ступенчатом изменении управляющего сигнала: а) изменение заданного (программного угла) и значения угла на выходе контроллера, б) изменение угловой скорости, в) изменение углового ускорения при формировании виртуального управления

Недостатком рассмотренного способа является «дрожание» виртуального управления угловой скоростью рисунок 3.11, б, которое уменьшается с увеличением частоты дискретизации. Данный эффект приводит к появлению вибраций конструкции БЛА, излишнему нагреву бесколлекторных двигателей и повышенному расходу энергии аккумуляторной батареи.

Для устранения указанных недостатков, изменим функции контроллера, таким образом, чтобы виртуальное управление имело минимальное число переключений, при сохранении ограничения времени переходного процесса  $t_p \leq t_{p \max}$ . Для этого введем переменную – ошибку формирования угловой скорости,

$$\omega_{err(n)} = \omega_{cont(n)} - \omega_{d(n)} \quad (3.20)$$

условием переключения которой является

$$|\omega_{err(n)}| < \varepsilon_{\max} dt \quad (3.21)$$

где  $dt$  – время дискретизации.

При выполнении данного условия принимается, что

$$\omega_{cont(n)} = \omega_d \quad (3.22)$$

Это обеспечивает плавность уменьшения углового ускорения при подходе к целевому значению угла. Результаты работы контроллера виртуального управления приведены на рисунке 3.12.

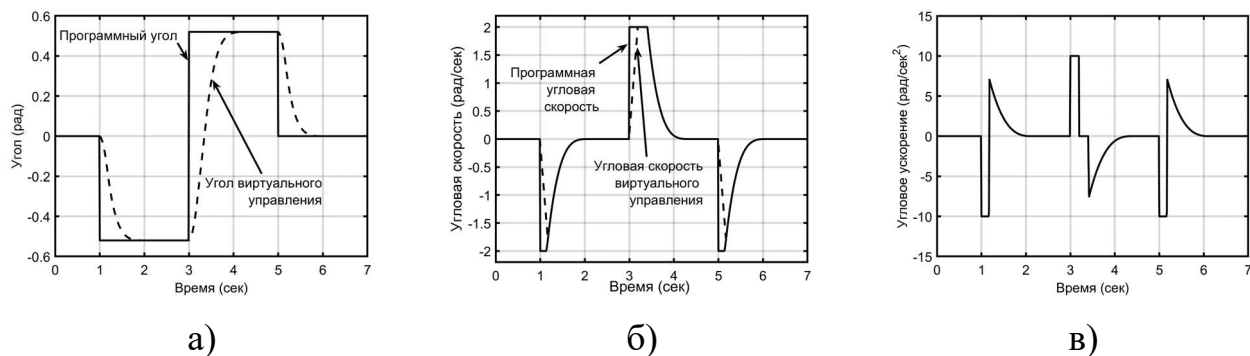


Рисунок 3.12 - Результаты моделирования виртуального управления с переключением в режим плавного уменьшения величины углового ускорения: а) отслеживание заданного угла; б) изменения угловой скорости; в) изменения углового ускорения

Результаты моделирования показывают, что число переключений существенно сократилось, обеспечивается формирование ограниченной по значению угловой скорости вращательного движения с заданными параметрами углового ускорения. Изменяя величины  $\varepsilon_d$ ,  $\omega_{\max}$ ,  $k$ ,  $b$  при заданном времени дискретизации  $dt$ , можно изменять вид переходного процесса, обеспечивая при этом заданное качество виртуального сигнала управления пространственной ориентацией. Канал управления по тангажу ( $\theta_d$ ) и курсу ( $\psi$ ) строится аналогично, при формировании управления по углу курса необходимо ограничить значение  $-\pi \leq \psi_d \leq \pi$ .

Таким образом, разработанный численный метод, позволяет задать ограничения на значение угловой скорости вращения, время переходного процесса. Кроме этого, для метода управления пространственной ориентацией БЛА, в качестве первой производной сигнала управления может использоваться  $\omega_{cont}$ , а вторая производная гарантированно ограничена значением  $\varepsilon_{\max}$ .

### 3.2.2 Оценка адекватности разработанного численного метода управления

Для оценки адекватности разработанного численного метода выполним моделирование с использованием пакета Simulink. Модуль для тестирования управления динамикой вращательного движения мультироторного БЛА приведен в приложении А, (Рисунок А.5). Структурная схема модуля формирования динамики вращательного движения по каналу крена приведен в приложении А, (Рисунок А.6).

Для исследования характеристик предложенного метода формирования динамики вращательного движения мультироторного БЛА, проведем моделирование работы бэкстеппинг контроллера [75]. При моделировании будем использовать имитационную модель мультироторного БЛА типа квадрокоптер, полетной массой 5 кг. Время переходного процесса  $t_{p \max}$  не должно превышать 0.8 сек.

Требуется сравнить характеристики бэкстеппинг контроллера с использованием разработанного метода формирования динамики квадрокоптера и без такового.

Рассмотрим вычисление управления по оси  $x$  [75]

$$U_x = \frac{1}{b_1}(1 - c_1^2 + \alpha_1)e_1 + (c_1 + c_2)e_2 - c_1\alpha_1\chi_1 + \ddot{\varphi}_d \quad (3.23)$$

где  $c_1 = 5,3$ ;  $c_2 = 8,0$ ;  $\alpha_1 = 0,05$   $b_1 = 60$  положительные константы, определенные в ходе диссертационного исследования экспериментально.

Ошибки отслеживания заданных значений угла крена и угловой скорости определяются выражениями:

$$e_1 = \varphi_d - \varphi \quad (3.24)$$

$$e_2 = \omega_{xd} - \omega_x \quad (3.25)$$

Заданное значение угловой скорости вычисляется следующим образом:

$$\begin{aligned} \omega_{xd} &= c_1 e_1 + \dot{\phi}_d + \alpha_1 \chi_1 \\ \dot{\chi}_1 &= e_1 \end{aligned} \quad (3.26)$$

Результаты моделирования бэкстеппинг контроллера по выражению (3.24), в котором, в качестве входного сигнала используется ступенчатое воздействие, представлены на рисунке 3.13.

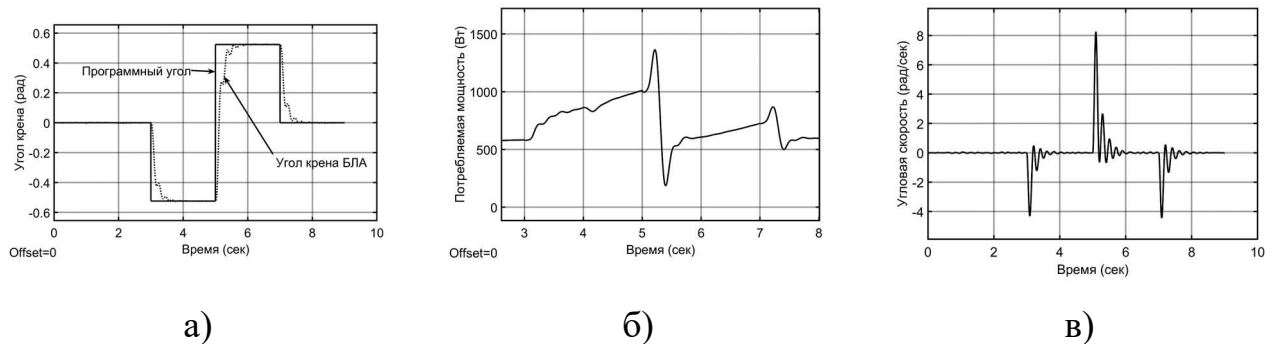
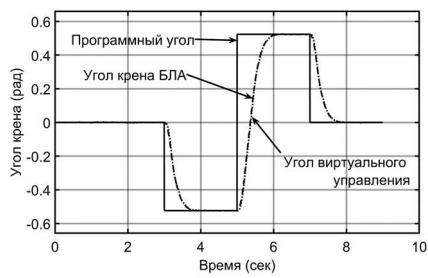


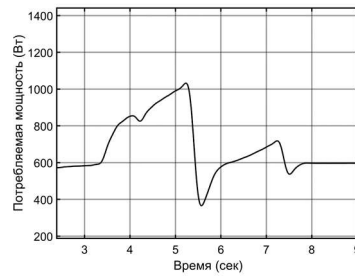
Рисунок 3.13 – Результаты моделирования бэкстеппинг контроллера управления ориентацией по крену: а) отслеживание заданного угла; б) потребляемой мощности; в) угловой скорости

Применим к управлению (3.23) разработанный численный метод (3.15) – (3.18) с условиями (3.20) (3.22), заменяя в (3.26)  $\dot{\phi}_d$  на  $\omega_{cont(n)}$  и  $\ddot{\phi}_d$  на  $\dot{\omega}_{cont(n)}$ . Проведем моделирование работы бэкстеппинг контроллера при изменении параметров  $\varepsilon_{\max}, \omega_{\max}, k, b$ . Исследуем пиковое, суммарное энергопотребление и время переходного процесса.

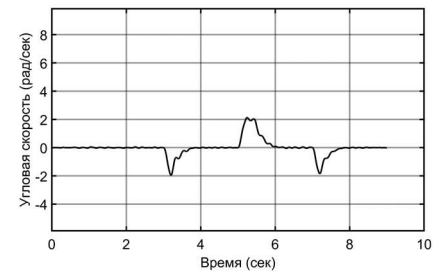
Результаты моделирования реакции управления (3.23) на ступенчатое воздействие, приведены на рисунках 3.14 – 3.18.



а)

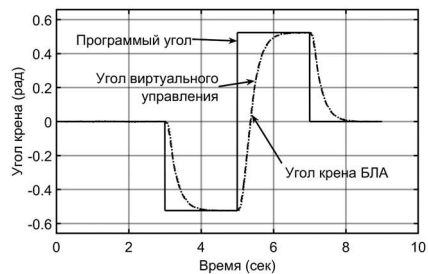


б)

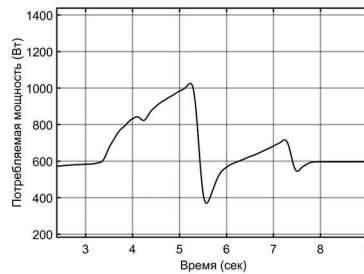


в)

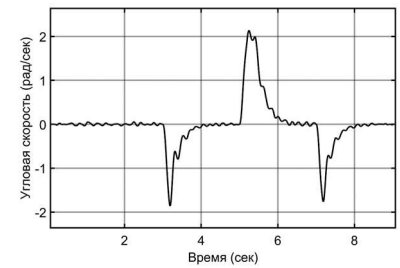
Рисунок 3.14 - Результаты моделирования бэкстеппинг контроллера управления ориентацией по крену с применением численного метода при  $\varepsilon_{\max} = 10 \text{ рад/сек}^2$ ,  $\omega_{\max} = 2 \text{ рад/сек}$ ,  $k = 4$ ,  $b = 0.8$ : а) отслеживание заданного угла; б) потребляемой мощности; в) угловой скорости



а)

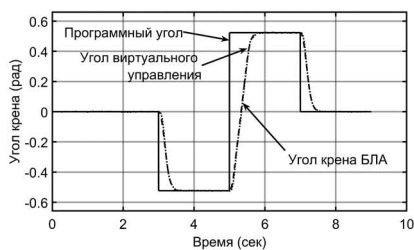


б)

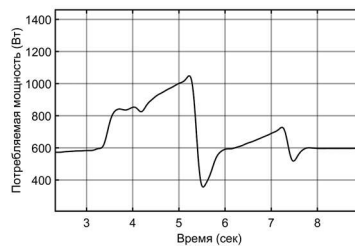


в)

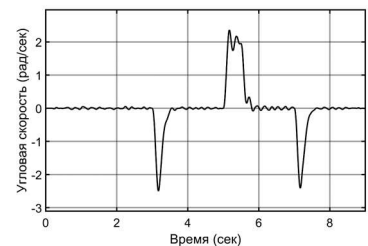
Рисунок 3.15 – Результаты моделирования бэкстеппинг контроллера управления ориентацией по крену с применением численного метода при  $\varepsilon_{\max} = 10 \text{ рад/сек}^2$ ,  $\omega_{\max} = 2 \text{ рад/сек}$ ,  $k = 4$ ,  $b = 0.95$ : а) отслеживание заданного угла; б) потребляемой мощности; в) угловой скорости



а)

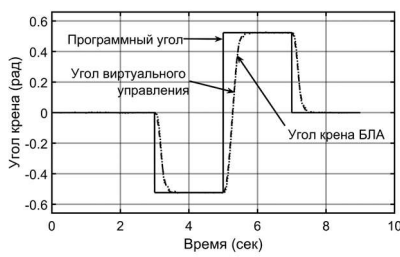


б)

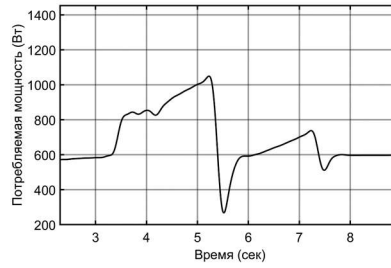


в)

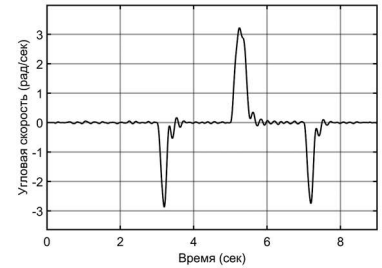
Рисунок 3.16 - Результаты моделирования бэкстеппинг контроллера управления ориентацией по крену с применением численного метода при  $\varepsilon_{\max} = 15 \text{ рад/сек}^2$ ,  $\omega_{\max} = 2 \text{ рад/сек}$ ,  $k = 7$ ,  $b = 0.8$ : а) отслеживание заданного угла; б) потребляемой мощности; в) угловой скорости



а)

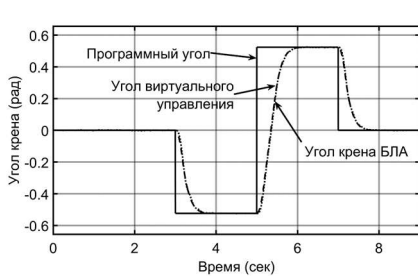


б)

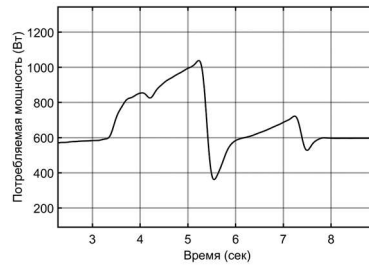


в)

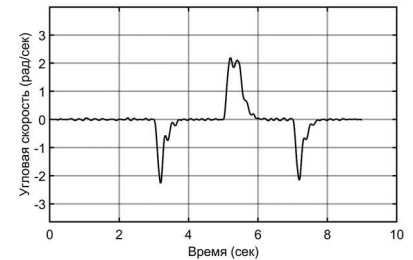
Рисунок 3.17 – Результаты моделирования бэкстепинг контроллера управления ориентацией по крену с применением численного метода при  $\varepsilon_{\max} = 15 \text{ рад/сек}^2$ ,  $\omega_{\max} = 3 \text{ рад/сек}$ ,  $k = 7$ ,  $b = 0.8$ : а) отслеживание заданного угла; б) потребляемой мощности; в) угловой скорости



а)



б)



в)

Рисунок 3.18 - Результаты моделирования бэкстепинг контроллера управления ориентацией по крену с применением численного метода при  $\varepsilon_{\max} = 12 \text{ рад/сек}^2$ ,  $\omega_{\max} = 2 \text{ рад/сек}$ ,  $k = 5$ ,  $b = 0.85$ : а) отслеживание заданного угла; б) потребляемой мощности; в) угловой скорости

Эксперименты проводились при помощи программно-аппаратного комплекса имитационного моделирования полета мультироторного БЛА [1] и имитационной модели [103]. Во время эксперимента производилось вычисление суммарной израсходованной мощности за фиксированное время выполнения маневра, фиксировалось пиковое значение потребляемой мощности и время переходного процесса. Значения израсходованной на маневр энергии, пиковое значение мощности и время переходного процесса, приведены в таблице 3.1.

Таблица 3.1 – Сводная таблица результатов моделирования бэкстепинг контроллера

Параметры виртуального управления	Пиковая мощность	Израсходованная энергия	Время переходного
-----------------------------------	------------------	-------------------------	-------------------

	$P_{\max}$ , Вт	$P_s$ , Вт/ч	процесса $t_p$ , сек
Без использования виртуального управления	1370	1.025	0.6
$\varepsilon_{\max} = 10 \text{ рад/сек}^2, k = 4$ $\omega_{\max} = 2 \text{ рад/сек}, b = 0.8$	1032	0.9815	0.8
$\varepsilon_{\max} = 10 \text{ рад/сек}^2, k = 4$ $\omega_{\max} = 2 \text{ рад/сек}, b = 0.95$	1025	0.9744	1.2
$\varepsilon_{\max} = 15 \text{ рад/сек}^2, k = 7$ $\omega_{\max} = 2 \text{ рад/сек}, b = 0.8$	1047	0.9869	0.53
$\varepsilon_{\max} = 15 \text{ рад/сек}^2, k = 7$ $\omega_{\max} = 3 \text{ рад/сек}, b = 0.8$	1049	0.9938	0.5
$\varepsilon_{\max} = 12 \text{ рад/сек}^2, k = 5$ $\omega_{\max} = 2 \text{ рад/сек}, b = 0.85$	1039	0.9844	0.7

На основании анализа содержимого таблицы 3.1 и рисунков 3.14, 3.18 определено, что применение разработанного численного метода дает уменьшение пикового значения потребляемой мощности бортовой батареи примерно на 25%, отмечено снижение суммарного энергопотребления при тестовом маневре БЛА на 5% при незначительном (менее 0.2 сек) увеличении времени переходного процесса.

Таким образом, разработанный численный метод управления динамикой вращательного движения мультироторного БЛА позволяет формировать требуемую динамику вращательного движения мультироторного БЛА, а совместное использование разработанного численного метода и бэкстепинг контроллера позволяет: ограничивать угловую скорость, задавать необходимое время переходного процесса, снизить энергопотребление и пиковое значение потребляемой мощности аккумуляторной батареи.

## Выводы по третьему разделу

1. Раздел посвящен решению второй и третьей частных научных задач, которые формулируются как:

– разработка математической модели процесса управления динамикой полета БЛА;

– разработка численного метода управления динамикой вращательного движения мультироторного БЛА.

По второй частной научной задаче выполнена вербальная постановка задачи и её формализация. Обосновано, что её решением является математическая модель процесса управления динамикой полета БЛА, в которой для обеспечения максимальной дальности полета производится корректировка скорости в зависимости от потребляемой от АКБ мощности.

По третьей частной научной задаче произведена вербальная постановка задачи и её формализация. Обосновано, что её решением является численный метод управления динамикой вращательного движения на основе метода бэкстепинга в котором за счет введения новой переменной – ошибки формирования угловой скорости, обеспечивается плавность уменьшения углового ускорения при подходе к целевому значению угла управления, снижается число переключений и уменьшается общее количество управляющих переменных

2. Практическая значимость разработанных математической модели процесса управления динамикой полета мультироторного БЛА и численного метода управления вращательным движением заключается в программной реализации на их основе контроллера управления вращательным движением в системе управления «Альбатрос 2», а также возможности выбора рациональных характеристик мультироторного БЛА на основе моделей, реализованных в пакете Simulink.



3. Проведено сравнение формы и времени переходного процесса, израсходованной энергии и пиковой мощности при использовании подхода реализации бэкстеппинга, изложенного в [75] и бэкстеппинга, с использованием численного метода управления динамикой вращательного движения мультироторного БЛА. Анализ показал, что при использовании предлагаемого численного метода наблюдается снижение пикового значения потребляемой мощности бортовой батареи примерно на 25%, суммарное энергопотребление при тестовом маневре БЛА снижено на 5% при увеличении времени переходного процесса менее 0.2 сек.

4. В отличие от метода, изложенного в [75], бэкстеппинг, использующий разработанный численный метод, позволяет исключить колебания переходного процесса при подходе к целевому значению угла и сформировать переходный процесс требуемой продолжительности.

5. Исследования показали, что основными факторами, влияющими на время переходного процесса, являются: величины  $\varepsilon_d$ ,  $\omega_{\max}$ ,  $k$ ,  $b$ .

Диапазоны их изменений для применения на практике представлены ниже:

$$k = 4 \div 6;$$

$$b = 0.8 \div 0.9;$$

$$\varepsilon_{\max} = 10 \div 12 \text{ (рад / сек}^2\text{)};$$

$$\omega_{\max} = 2 \div 3 \text{ (рад / сек)}.$$

6. Проведена проверка корректности разработанного численного метода с использованием математического моделирования.

7. В отличии от известных [93], способов управления полетом, особенностью разработанного численного метода управления динамикой движения мультироторного БЛА является сведение управляющих параметров крен, тангаж, курс к одному векторному параметру управления – путевой скорости, что исключает переключение полетных режимов и позволяет использовать в различных условиях полета один стереотипный набор управляющих коэффициентов.

Материалы и результаты, представленные в третьем разделе, были предварительно опубликованы в [2] и опробованы при помощи программно-аппаратного комплекса имитационного моделирования полета мультироторного БЛА [1].

## **4 Разработка имитационной модели мультироторного БЛА для оценки дальности полета и комплекса программ для выбора рациональных характеристик БЛА по критерию максимальной дальности**

### **4.1 Разработка имитационной модели мультироторного БЛА для оценки дальности полета**

В данном подразделе решается четвертая частная научная задача, а именно разработка имитационной модели мультироторного БЛА для оценки дальности полета.

#### **4.1.1 Постановка четвертой частной научной задачи исследования**

Задачей разработки имитационной модели мультироторного БЛА для оценки дальности полета, является получение той части программных средств, которые обеспечивают имитацию внешних условий и требуемых режимов полета, необходимых для работы управляющего контроллера мультироторного БЛА.

Для определения рассогласования между требуемыми и реально реализуемыми параметрами полета имитационная модель должна осуществлять расчет параметров движения БЛА в зависимости от управляющих воздействий и факторов внешней среды, характеристик воздушных винтов, бесколлекторных

электродвигателей, аккумуляторных батарей, массогабаритных параметров корпуса.

Моделируемый мультироторный БЛА типа квадрокоптер представляет собой платформу, приводимую в движение четырьмя бесколлекторными двигателями постоянного тока с закрепленными на них воздушными винтами постоянного шага (см. рисунок 3.1).

Разработка имитационной модели осуществляется по модульному принципу, каждой функциональной задаче отведен свой законченный функциональный модуль. Для каждого модуля определены входные и выходные параметры, границы их значений и дискретность изменения.

**Имитация вращательного движения БЛА.** Произведем выбор параметров для описания пространственной ориентации БЛА в имитационной модели. Одними из наиболее удобных параметров для описания пространственной ориентации твердого тела, являются параметры Родрига – Гамильтона, представляющие компоненты кватерниона [97]. Эти параметры при любом положении твердого тела не вырождаются (не обращаются в бесконечность параметры и скорости их изменения). В отличие от углов Эйлера число параметров Родрига-Гамильтона равно четырем, кроме того имеется одно уравнение связи этих параметров (в отличие от шести уравнений при использовании направляющих косинусов).

Параметры Родрига-Гамильтона записываются одинаково для связанного и опорного базисов [97]. Использование представления конечного поворота БЛА кватернионом в параметрах Родрига-Гамильтона обеспечивает удобство записи операций, связанных с моделированием движения твердого тела и операций проектирования векторных величин из одной системы координат в другую.

Определим кватернион, описывающий пространственную ориентацию БЛА относительно неподвижной инерциальной системы координат [97]:

$$\Lambda = (\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3) \quad (4.1)$$

А также кватернион, сопряженный с данным [97]:

$$\Lambda = (\lambda_0, -\lambda_1, -\lambda_2, -\lambda_3) \quad (4.2)$$

Кинематическое уравнение, объединяющее вектор угловой скорости в связанной  $\vec{\omega}_b$  системе координат  $\omega_E$  с производными по времени от кинематических параметров, имеет вид [97]:

$$2\Lambda = \Lambda \cdot \vec{\omega}_b \quad (4.3)$$

В скалярной форме равенство (4.3) приводит к линейной системе обыкновенных дифференциальных уравнений:

$$\begin{cases} \dot{\lambda}_0 = -\frac{1}{2}(\omega_x \lambda_1 + \omega_y \lambda_2 + \omega_z \lambda_3) \\ \dot{\lambda}_1 = \frac{1}{2}(\omega_x \lambda_0 - \omega_y \lambda_3 + \omega_z \lambda_2) \\ \dot{\lambda}_2 = \frac{1}{2}(\omega_y \lambda_0 - \omega_z \lambda_1 + \omega_x \lambda_3) \\ \dot{\lambda}_3 = \frac{1}{2}(\omega_z \lambda_0 - \omega_x \lambda_2 + \omega_y \lambda_1) \end{cases} \quad (4.4)$$

Рассмотрим силы и моменты, действующие на БЛА при вращательном движении. Определим вращательные моменты, возникающие вокруг осей связанной системы координат  $F^b$  при работе винтомоторной группы:

$$\begin{cases} M_{Px} = l(T_4 + T_3 - T_1 - T_2) \\ M_{Pz} = l(T_1 + T_4 - T_2 - T_3) \\ M_{Py} = \tau_2 + \tau_4 - \tau_1 - \tau_3 \end{cases} \quad (4.5)$$

где  $l$  – расстояние от середины линии, соединяющей валы двигателей до центра тяжести;

$\tau_1, \tau_2, \tau_3, \tau_4$  – вращающие моменты вокруг осей двигателей, возникающие при работе воздушного винта;

$T_1, T_2, T_3, T_4$  – сила тяги, создаваемая воздушными винтами.

Тяга воздушного винта существенно зависит от условий его работы, вопросы моделирования воздушных винтов и бесколлекторных двигателей рассматриваются в разделе 2.

Для случая совпадения осей связанной системы координат  $F^b$  с главными осями инерции БЛА в точке вращения (центре тяжести), динамические уравнения Эйлера записываются в следующем виде [98]:

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x = \frac{M_{Rx} - (J_z - J_y)\omega_y\omega_z}{J_x} \\ \dot{\omega}_y = \frac{M_{Ry} - (J_{xx} - J_{zz})\omega_z\omega_x}{J_{yy}} \\ \dot{\omega}_z = \frac{M_{Rz} - (J_{yy} - J_{xx})\omega_x\omega_y}{J_{zz}} \end{cases} \quad (4.6)$$

где  $J_x, J_y, J_z$  – главные моменты инерции БЛА в центре тяжести;

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$  – проекции вектора угловой скорости на главные оси инерции;

$M_{Rx}, M_{Ry}, M_{Rz}$  – проекции результирующего момента на главные оси инерции, главные оси инерции совпадают с осями связанной системы координат  $F^b$ .

$$\begin{cases} M_{Rx} = M_{Px} + M_{Gx} \\ M_{Ry} = M_{Py} \\ M_{Rz} = M_{Pz} + M_{Gz} \end{cases} \quad (4.7)$$

где  $M_{Gx}, M_{Gz}$  – гироскопические моменты, вызываемые вращающимися роторами двигателей и воздушными винтами.

$$\begin{cases} M_{Gx} = \omega_z(J_m + J_p)(\omega_1 + \omega_3 - \omega_2 - \omega_4) \\ M_{Gz} = \omega_z(J_m + J_p)(\omega_1 + \omega_3 - \omega_2 - \omega_4) \end{cases} \quad (4.8)$$

где  $J_m$  и  $J_p$  – моменты инерции ротора бесколлекторного электродвигателя и воздушного винта.

Матрицу моментов инерции БЛА можно получить при проектировании БЛА в САД системах. Например, для квадрокоптера изображенного на рисунке 3.1, при полетной массе 5,0 кг, матрица моментов инерции относительно осей

связанной с БЛА системы координат  $F^b$ , имеет следующие значения (размерность  $\text{кг} \times \text{м}^2$ ):

$$J_b = \begin{bmatrix} 0,0106 & 0 & 0 \\ 0 & 0,0199 & 0 \\ 0 & 0 & 0,0120 \end{bmatrix}$$

**Имитация линейного перемещения БЛА.** Уравнение движения БЛА вытекает из основных законов механики твердого тела. Согласно второму закону механики можно записать в виде [98]:

$$mr = \vec{F}_g + \vec{F}_T \quad (4.9)$$

где  $r = (x, y, z)$  – радиус-вектор центра масс, записанный в инерциальной системе координат  $F^I$ ;

$m$  – масса БЛА;

$\vec{F}_g = (0, mg, 0)$  – вектор силы тяжести;

$\vec{F}_T^I$  – вектор силы тяги, создаваемый воздушными винтами в системе координат  $F^I$ .

Вектор силы тяги  $\vec{F}_T^I = (T_x, T_y, T_z)$  получается проекцией вектора силы тяги  $\vec{F}_T^b$ , производимой воздушными винтами в связанной с БЛА системе координат  $F^b$  в опорную  $F^I$ , через кватернион конечного поворота  $\Lambda$ :

$$\vec{F}_T^I = \Lambda \circ \vec{F}_T^b \circ \tilde{\Lambda} \quad (4.10)$$

где  $\vec{F}_T^b = (0, T, 0)$  – вектор тяги, создаваемый воздушными винтами в связанной системе координат;

$T = \sum_{i=1}^4 T_i$  – суммарная тяга воздушных винтов.

Уравнение (4.9) не отражает аэродинамических эффектов, возникающих при движении РБЛА в воздушной среде и не позволяет ввести в математическую модель возмущающие воздействия в виде ветра. Перепишем в виде данное уравнение в виде [64]:

$$mr = \vec{F}_g + \vec{R}_{\text{вн}} \quad (4.11)$$

где  $\vec{R}_{\text{вн}}$  – главный вектор (результатирующая) всех аэродинамических сил, действующих на БЛА в полете.

Уравнение вертикального движения БЛА с учетом аэродинамического сопротивления, вызываемого корпусом, записывается в виде [64]:

$$m \frac{dV_y}{dt} = T_y - G - 1,28\sigma_y \rho \frac{V_y^2}{2} \quad (4.12)$$

где  $m$  – масса РБЛА;

член  $1,28\sigma_y \rho \frac{V_y^2}{2}$ , учитывает аэродинамическое сопротивление корпуса при вертикальном движении;

$T_y$  – составляющая тяги по оси  $y$ , в инерциальной системе координат.

Уравнение горизонтального движения записывается аналогично:

$$m \frac{dV_x}{dt} = T_x - 1,28\sigma_x \rho \frac{V_x^2}{2} - G \sin \theta \quad (4.13)$$

где  $\theta$  – угол наклона траектории;

$T_x$  – составляющая тяги по оси  $x$ , в инерциальной системе координат;

член  $1,28\sigma_x \rho \frac{V_x^2}{2}$ , учитывает аэродинамическое сопротивление корпуса БЛА при движении по оси  $x$ .

Уравнение движения в вертикальной плоскости с учетом сил, возникающих в горизонтальном полете [64]:

$$m \frac{dV_y}{dt} = T_y - 1,28\sigma_y \rho \frac{V_y^2}{2} - G \cos \theta - V_y m \frac{d\theta}{dt} \quad (4.14)$$

При условии только вертикального движения ( $\theta = 90^\circ$  – набор высоты или  $\theta = -90^\circ$  – снижение) уравнение движения в вертикальной плоскости (4.14) принимает вид:

$$m \frac{dV_y}{dt} = T_y - G - 1,28\sigma_y \rho \frac{V_y^2}{2}. \quad (4.15)$$



В формулах (4.12–4.15), коэффициент 1,28 отражает величину сопротивления плоской пластины стоящей под углом в  $90^\circ$  к обтекающему ее воздушному потоку,  $\sigma_x$  и  $\sigma_y$  – площади эквивалентной пластины характеризующей сопротивление при обтекании БЛА. При этом ветровое воздействие задается аддитивно к скорости  $V_x$  и  $V_y$  [58].

#### 4.1.2 Разработка имитационной модели в пакете имитационного моделирования Simulink

На основе полученных выражений для имитации движения БЛА и условий внешней среды необходимо на базе пакета имитационного моделирования Simulink разработать структурную схему имитационной модели, где каждой реализуемой функции соответствует свой модуль, имитирующий её работу.

Оценка времени полета предполагает разработку и верификацию математических моделей элементов силовой установки, включающей в себя модель аккумуляторной батареи, модель бесколлекторных электромоторов и модель воздушных винтов. Исходные математические модели силовой установки, используемые при разработке комплекса программ рассмотрены в разделе 2.

**Блок имитации функционирования аккумуляторной батареи** позволяет проводить подбор характеристик, используемых АКБ, исследовать длительность и дальность полета БЛА, а также проверять работу системы управления в случае падения напряжения на источнике бортового питания при различных режимах полета.

Внешний вид модели вид блока моделирования аккумуляторной батареи приведен в приложении А, (Рисунок А.7).

Входными параметрами блока моделирования аккумуляторной батареи являются:

- мощность, потребляемая двигателями;
- мощность, потребляемая бортовым оборудованием;
- ток, потребляемый двигателями;
- ток, потребляемый бортовым оборудованием.

Выходными параметрами модели являются:

- напряжение аккумуляторной батареи;
- общая израсходованная емкость;
- относительная израсходованная емкость.

Наблюдаемыми параметрами модели являются:

- падение напряжения на внутреннем сопротивлении батареи;
- потери в батарее;
- общая израсходованная мощность;
- мгновенная мощность;
- мощность, израсходованная двигателями.

Структура блока моделирования аккумуляторной батареи приведена в приложении А, (Рисунок А.8).

В имитационной модели аккумуляторной батареи реализованы следующие режимы моделирования АКБ:

- с параметрами реальной батареи (см. раздел 2);
- с заданным напряжением и внутренним сопротивлением, и емкостью.

Имитационная модель аккумуляторной батареи позволяет выбирать различные режимы моделирования в процессе работы комплекса программ.

Режим моделирования с параметрами реальной батареи используется для проверки времени и дальности полета БЛА, а также для подбора оптимальных характеристик, используемых АКБ. Режим моделирования с заданными параметрами АКБ предназначен для проверки логики функционирования системы управления БЛА при внезапном снижении напряжения, которое может быть

задано вручную с помощью виртуального потенциометра в пределах от 18 до 25,2 В.

**Блок имитации функционирования бесколлекторных электродвигателей** построен на основе имитационной модели бесколлекторного электродвигателя рассмотренной в разделе 2. С целью получения заданных характеристик времени и дальности полета БЛА, в данной модели предусмотрена возможность быстрой смены характеристик, что обеспечивает подбор наиболее подходящих электродвигателей. Параметры бесколлекторного электродвигателя поступают в модуль по отдельной шине данных. Внешний вид блока моделирования бесколлекторных электродвигателей приведен в приложении А, (Рисунок А.9).

Входными данными для блока моделирования бесколлекторных электродвигателей являются:

- момент инерции воздушного винта;
- напряжение аккумуляторной батареи;
- сигналы управления оборотами;
- момент сопротивления вращению воздушных винтов;
- константа, связывающая обороты ротора и напряжение противо-ЭДС;
- момент инерции ротора электродвигателя;
- сопротивление обмоток статора электродвигателя;
- константы для вычисления тока холостого хода.

Выходные данные блока моделирования бесколлекторных электродвигателей:

- мощность, потребляемая электродвигателями;
- ток потребления электродвигателей;
- угловые скорости вращения роторов электродвигателей.

Структура блока моделирования бесколлекторных электродвигателей приведена в приложении А (Рисунок А.10).

Блок моделирования бесколлекторных электродвигателей состоит из трех модулей:

- модуля моделирования бесколлекторных электродвигателей;

- модуля распределения входных сигналов;
- модуля формирования выходных данных.

Модуль моделирования бесколлекторных электродвигателей состоит из 4-х идентичных моделей (см. приложение А, рисунок А.4), разработка которых проведена в разделе 2.

Модуль распределения входных сигналов (см. приложение А, рисунок А.11) предназначен для разделения данных, поступающих по входным шинам на отдельные модели бесколлекторных электродвигателей.

Модуль формирования выходных данных (см. приложение А, рисунок А.12) предназначен для формирования данных получаемых от модуля моделирования бесколлекторных электродвигателей в выходную шину данных, а также для вычисления потребляемой мощности и тока.

**Блок имитации функционирования воздушных винтов** построен на основе имитационной модели воздушного винта, разработка которой проведена в разделе 2. Блок моделирования воздушных винтов позволяет выполнить подбор воздушных винтов для моделируемого БЛА с целью получения заданных характеристик времени и дальности полета. Внешний вид блока моделирования воздушных винтов приведен в приложении А (Рисунок А.13).

Входными данными для блока моделирования воздушных винтов являются:

- параметры модели воздушного винта, рассмотренные в разделе 2;
- проекции вектора скорости на оси связанной с БЛА системы координат;
- массовая плотность воздуха;
- проекции вектора угловой скорости на оси связанной с БЛА системы координат;
- угловые скорости вращения воздушных винтов.

Выходные данные блока моделирования воздушных винтов:

- суммарная тяга, создаваемая воздушными винтами;
- тяга, создаваемая каждым воздушным винтом;
- моменты сопротивления вращению воздушных винтов.

Блок моделирования воздушных винтов включает в себя:

- модуль моделирования воздушных винтов, состоящий из 4-х идентичных моделей воздушных винтов, рассмотренных в разделе 2 (см. приложение А, рисунок А.1);
- модуль вычисления изменения скорости потока через воздушные винты от угловой скорости (см. приложение А, рисунок А.14);
- модуль формирования выходных данных.

**Блок имитации функционирования движения мультироторного БЛА** также реализована в среде MatLab/Simulink и в ней для моделирования 6-ти степеней свободы летательного аппарата применяется блок «6DOF» библиотеки «Equation of Motion», который в качестве входных параметров использует вектор силы и вектор моментов. Кроме этого, блок «6DOF» позволяет использовать матрицу моментов инерции моделируемого объекта. Внешний вид модуля формирования динамики вращательного движения приведен в приложении А, (рисунок А.15).

Выходные параметры блока «6DOF», такие как вектор угловой скорости и вектор линейных ускорений не имеют шумовых составляющих, которые возникают при использовании реальных измерителей на борту летательного аппарата. Для моделирования шумов инерциальных измерителей идеальный сигнал от блока «6DOF» подается на вход блока «Three-axis Inertial Measurement Unit», который накладывает шумовую составляющую на входной сигнал (см. приложение А, рисунок А.15).

Выходной сигнал блока «Three-axis Inertial Measurement Unit» используется в алгоритмах ориентации, навигации и управления, а идеальный сигнал блока «6DOF» служит опорным для оценки возникающей в алгоритмах погрешности. Таким образом, рассмотренный модуль реализует уравнения (4.4, 4.6) математической модели мультироторного БЛА.

Уравнения (4.5) реализуются блоком формирования вращательных моментов, внешний вид которого приведен в приложении А, (рисунок А.16).

**Блок имитации сил, действующих на БЛА в полете**, вычисляет силы в зависимости от скорости, высоты полета, суммарной тяги, создаваемой

винтомоторной группой, аэродинамического сопротивления корпуса в связанной с БЛА системе координат. Внешний вид блока формирования сил, действующих на БЛА в полете приведен в приложении А, (Рисунок А.17).

Входными данными блока моделирования сил, действующих на БЛА в полете, являются:

- вектор скорости ветра в проекции на оси связанной с БЛА системе координат;
- плотность воздуха;
- суммарная тяга, создаваемая воздушными винтами;
- вектор скорости полета в проекции оси связанной с БЛА системе координат;
- кватернион конечного поворота БЛА;
- значение ускорения свободного падения;
- высота относительно точки старта.

Выходными данными блока моделирования сил, действующих на БЛА в полете являются значение сил, действующих на БЛА и сигнал нахождения в полете. Данный сигнал используется блоком отключения вращательных моментов создаваемых винтомоторной группой при нахождении БЛА на земле. Внешний вид блока переключения вращательных моментов приведен в приложении А, (Рисунок А.18).

Блок моделирования сил, действующих на БЛА в полете совместно модулем формирования динамики реализует уравнения (4.12) (4.13) математической модели мультироторного БЛА.

**Блок имитации внешней среды.** Моделирование параметров внешней среды БЛА в комплексе программ происходит в следующих элементах:

- блок моделирования ветровой нагрузки;
- блок моделирования атмосферы.

В блоке моделирования ветровой нагрузки, для отработки ветрового воздействия на БЛА при полете на различных высотах используется «Модель ветровой нагрузки», состоящая из библиотечных блоков пакета Simulink. «Wind

Shear Model» реализует модель сдвига ветра на основе военной спецификации MIL-F-8785C;

– «Von Karman Wind Turbulence Model» реализует непрерывную турбулентность, используя спектральное представление Фон Кармана в соответствии с военной спецификацией MIL-F-8785C;

– «Discrete Wind Gust Model» реализует дискретные порывы ветра в соответствии с военной спецификацией MIL-F-8785C.

– Внешний вид блока моделирования ветровой нагрузки приведен в приложении А, (рисунок А.19).

Входные данные блока моделирования ветровой нагрузки:

- высота над земной поверхностью;
- матрица направляющих косинусов, описывающая поворот системы координат (СК) БЛА относительно СК сопровождающего трехгранника;
- вектор скорости в нормальной земной СК.

Выходным параметром модели ветровой нагрузки является вектор скорости ветра в проекции на оси связанной с летательным аппаратом СК с учетом турбулентности и порывов на заданной высоте;

В блоке моделирования атмосферы для обеспечения работы модели полета БЛА на различных высотах необходимо знать величину плотности воздуха как функции от высоты полета, а для моделирования барометрического высотомера в системе управления БЛА используется значение барометрического давления на высоте полета. Блок библиотеки Simulink «ISA Atmosphere Model» реализует математическое представление атмосферных уравнений градиента для температуры, давления, плотности и скорости звука как функцию от высоты над уровнем моря. Внешний вид блока моделирования атмосферы приведен в приложении А, (Рисунок А.20).

Входными данными для блока моделирования атмосферы является высота полета БЛА над уровнем моря.

Выходные данные блока моделирования атмосферы, используемые в комплексе программ:

- плотность воздуха на заданной высоте;
- давление воздуха на заданной высоте.

Средства моделирования нештатных ситуаций реализованы в различных блоках системной модели.

**Блок визуализации процесса моделирования** предназначен для оперативного контроля параметров имитационной модели в процессе работы комплекса программ. Данный блок расширяет возможности НСУ в плане отображения информации и позволяет проводить тестирование системы управления БЛА при моделировании отказа командной радиолинии.

Входными данными блока визуализации процесса моделирования являются:

- проекции вектора скорости относительно Земли на оси опорной системы координат;
- проекция вектора скорости относительно Земли на оси связанной с БЛА системы координат;
- расстояние от начальной точки до БЛА в проекции на оси опорной системы координат;
- углы крена, тангажа и курса;
- напряжение АКБ;
- ток потребления БЛА;
- потребляемая БЛА мощность;
- общий уровень тяги двигателей в %;
- кватернион заданной ориентации;
- максимальное значение уровня тяги.

Блок визуализации процесса моделирования состоит из формирователя шины данных и панели отображения полетной информации.

Формирователь шины данных преобразует входные данные от различных источников в информационную шину для связи с панелью отображения информации. Общий вид блока отображения полетной информации приведен в приложении А, (Рисунок А21).



Панель отображения полетной информации состоит из двух элементов – модуля формирования полетной информации и модуля визуального отображения полетной информации. Структура модуля отображения полетной информации приведена в приложении А, (Рисунок А.23).

Модуль формирования полетной информации готовит поступающие данные для индикации модулем визуального отображения, а также производит вычисление воздушной скорости и скорости относительно Земли. Структура модуля формирования полетной информации приведена в приложении А, (Рисунок А. 22).

Модуль визуального отображения полетной информации содержит следующие виртуальные приборы:

- авиагоризонт;
- индикатор курса;
- вариометр;
- высотомер;
- индикатор скорости;
- индикатор оборотов электродвигателей;
- индикатор напряжения аккумуляторной батареи;
- индикатор тока потребления.

В модуле обмена данными с системой управления БЛА, для организации обмена данными системной модели и системы управления БЛА используется виртуальный СОМ порт. В модуль обмена данными входят конвертеры типов данных, конвертер системы координат, блок «Zero Order Hold» библиотеки Discrete пакета Simulink, обеспечивающий дискретизацию данных с интервалом 0,01 сек.

Внешний вид модуля обмена данными с системой управления БЛА, реализованного в Simulink, приведен в приложении А, (Рисунок А.24). Структура модуля обмена данными с системой управления БЛА приведена в приложении А, (Рисунок А.25).

Работу системной модели в режиме, приближенном к реальному времени обеспечивает модуль «Set Pace» библиотеки Aerospace Blockset, синхронизирующий выполнение программы с системными часами персонального компьютера. Общий вид системной модели приведен в приложении А, (Рисунок А.26).

### 4.1.3 Проверка адекватности функционирования имитационной модели

Для проверки адекватности функционирования имитационной модели были выполнены тестовые прогоны, при этом фиксировались параметры модели, значения которых можно сравнить со стендовыми характеристиками. Сравнительные результаты измерений и моделирования мотоустановки, состоящей из бесколлекторного электродвигателя MN5208-Kv340 и воздушного винта Falcon 17×5,8, приведены на рисунках 4.1 – 4.4.

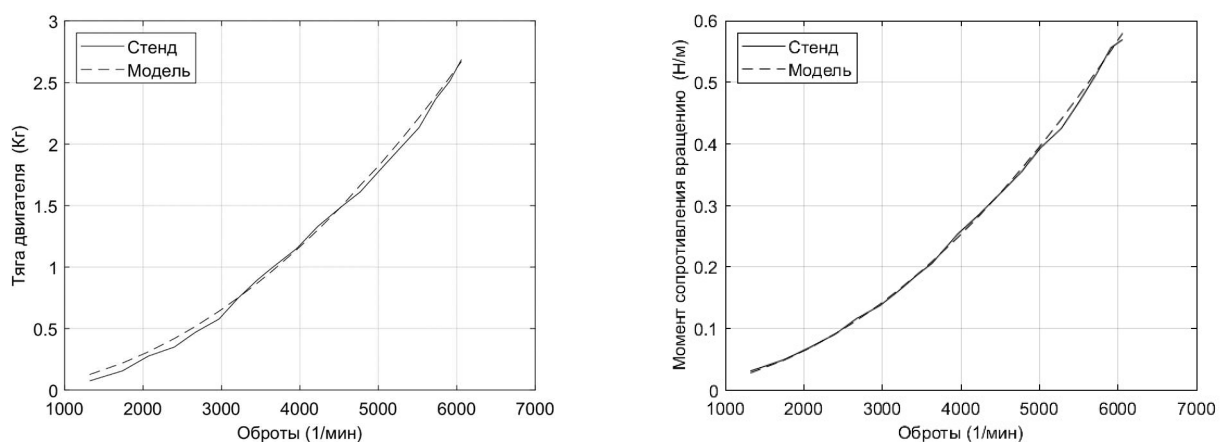


Рисунок 4.1 – Тяга и момент воздушного винта Falcon 17x5.8, полученные на стенде в сравнении с результатами имитационного моделирования

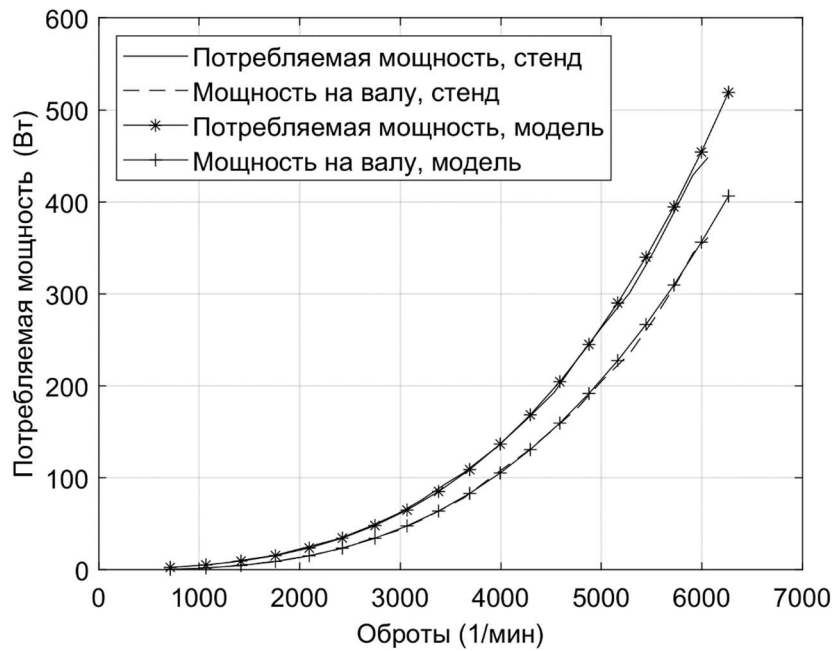


Рисунок 4.2 – Мощность, потребляемая двигателем MN5208-Kv340 с воздушным винтом Falcon 17x5.8 и мощность на валу, полученные на стенде в сравнении с результатами имитационного моделирования

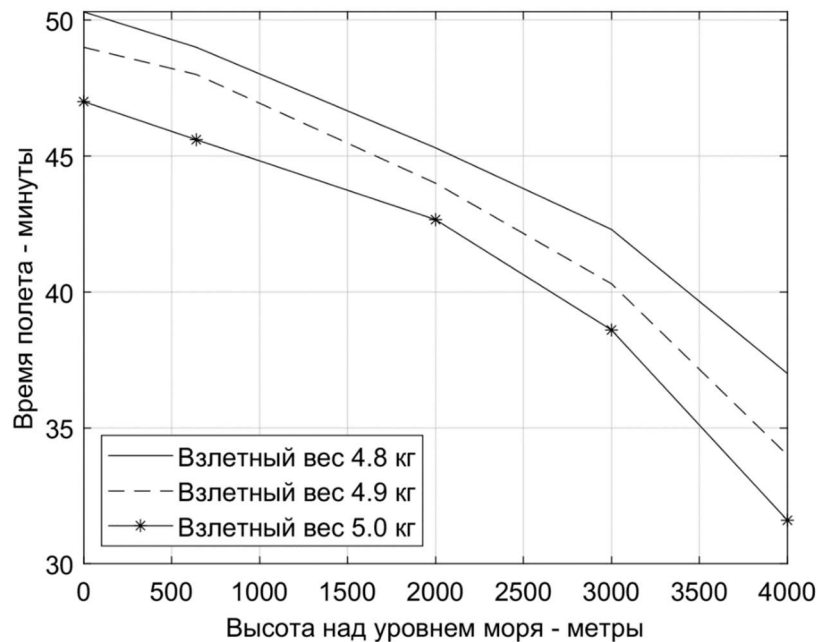


Рисунок 4.3 – Результаты моделирования зависимости времени полета от взлетной массы и высоты полета

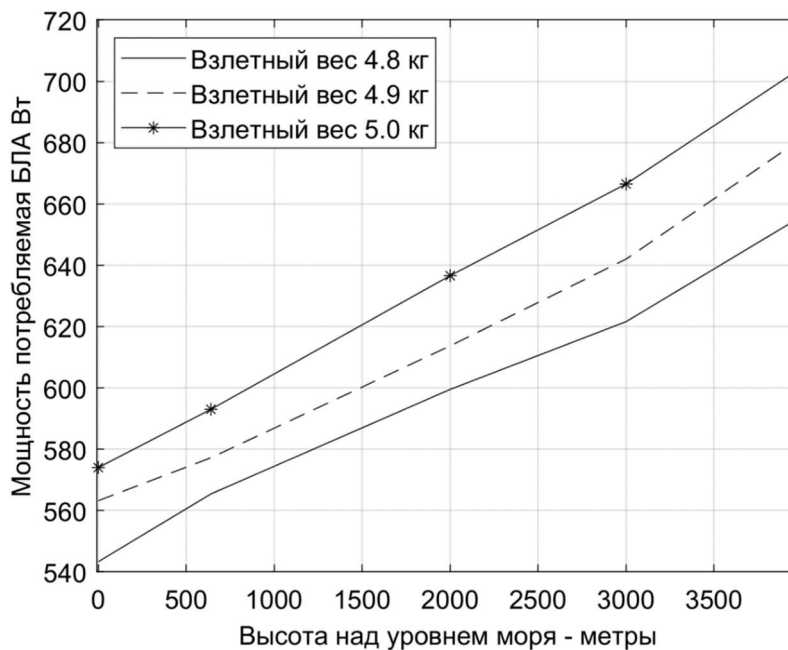


Рисунок 4.4 – Результаты моделирования зависимости потребляемой мощности от взлетной массы и высоты полета

Таким образом, четвертая частная научная задача, а именно – разработка имитационной модели мультироторного БЛА для оценки дальности полета решена, что подтверждается результатами сравнительного анализа характеристик модели и экспериментальными данными.

## 4.2 Разработка комплекса программ для выбора рациональных характеристик БЛА по критерию максимальной дальности полета.

В данном разделе решается пятая частная научная задача, а именно – разработка комплекса программ для выбора рациональных характеристик БЛА по критерию максимальной дальности полета.

Для определения характеристик беспилотного летательного аппарата (БЛА) на стадии проектирования необходимо решить ряд практических инженерных

задач, обеспечивающих эффективное функционирование БЛА в различных условиях. Одним из направлений в этой области является применение комплексов программ, в состав которых входят имитационные модели. В данном случае на комплекс программ возлагаются задачи отладки программного обеспечения систем управления и тестирования программных и аппаратных решений. В настоящее время технологии имитационного моделирования являются мощным средством реализации инженерных и научных задач при создании БЛА, позволяющим проводить тестирование систем в критических и аварийных ситуациях, при этом обеспечивающим снижение затрат на дорогостоящие прототипы.

Наиболее широкие функциональные возможности обеспечивает использование комплексирования математического моделирования и натурального эксперимента, сочетающего достоинства технологии имитационного моделирования с возможностью взаимодействия с реальными бортовыми и наземными системами. Эксперименты на комплексе программ, в отличие от летных испытаний, легко воспроизводимы для различных режимов полета и условий окружающей среды.

В настоящее время известны следующие варианты реализации комплексов программ для моделирования БЛА:

1. Использование платформ, имитирующих движение БЛА, для размещения исследуемого оборудования [45], [77], [94], что позволяет проводить анализ процессов функционирования систем управления БЛА и идентификацию их характеристик. Данный метод имеет ограничения на возможности воспроизведения динамики движения БЛА, что влияет на диапазон исследований его количественных и качественных характеристик.

2. Использование вычислительной машины под управлением операционной системы реального времени в комплексе с бортовой системой управления БЛА и наземным оборудованием [95]. Данный способ позволяет моделировать в режиме реального времени динамику БЛА, однако требует наличия дорогостоящих специализированных вычислительных машин, специальной подготовки

имитационной модели, что для практической реализации зачастую является сложно преодолимым препятствием.

3. Подключение полетного контроллера к специализированным робототехническим симуляторам, которые создают виртуальную среду с возможностью моделирования различных подвижных объектов и их взаимодействие с окружающей обстановкой [96]. Такое решение предоставляет широкие возможности работы с готовыми моделями, но требует сложной подготовки собственных объектов моделирования.

В данном разделе на основе решения частных научных задач по: разработке математических моделей воздушных винтов, бесколлекторных двигателей и аккумуляторных батарей (АКБ); разработке математической модели процесса управления динамикой полета БЛА; разработке численного метода управления динамикой вращательного движения мультироторного БЛА; разработке имитационной модели мультироторного БЛА для оценки дальности полета мультироторного БЛА выполнена разработка комплекса программ для обоснования рациональных характеристик мультироторного БЛА малого класса. Комплекс программ ориентирован на обоснование характеристик БЛА малого класса предназначенных для решения задач охраны протяженных объектов.

#### **4.2.1 Постановка частной научной задачи по разработке комплекса программ для выбора рациональных характеристик БЛА по критерию максимальной дальности полета**

Проведем постановку задачи разработки комплекса программ для выбора рациональных характеристик БЛА по критерию максимальной дальности полета.

Исходя из целевой установки исследования, зададим следующие исходные данные:

- высота точки старта над уровнем моря;
- направление и сила ветра;
- параметры воздушных винтов;
- параметры аккумуляторной батареи;
- параметры бесколлекторных двигателей;
- массогабаритные параметры мультироторного БЛА

Комплекс программ функционирует в режиме близком к реальному времени и использует имитационную модель мультироторного БЛА, реализованную в Simulink, взаимодействующую с бортовой системой управления и наземной станцией управления (НСУ). Аппаратная часть комплекса будет включать систему управления БЛА, НСУ, а также персональный компьютер для развертывания программной части комплекса. В составе программной части комплекса используются математическая модель БЛА (типа квадрокоптер), реализованная в среде MatLab/Simulink, программное обеспечение НСУ и программы поддержки информационного взаимодействия элементов (рисунок 4.5).

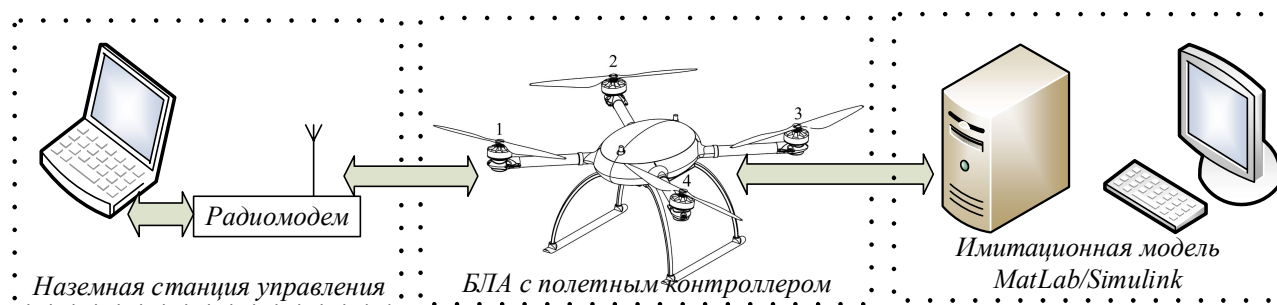


Рисунок 4.5 – Структурная схема комплекса программ

Комплекс программ предназначен для имитационного моделирования полета мультироторного БЛА и должен обеспечивать:

- возможность оценки времени полета БЛА для различных комбинаций параметров воздушных винтов, бесколлекторных электродвигателей и аккумуляторных батарей;

- возможность моделирования состояния силовой батареи (емкость батареи), а также её характеристик (зависимость напряжения батареи от уровня остаточной емкости);
- возможность моделирования ветровой нагрузки и состояния атмосферы (направления и скорости ветра, нарастающих порывов ветра, турбулентности);
- проверку логики работы системы управления БЛА при функционировании в различных условиях и этапах полета;
- возможность формирования траектории движения БЛА при моделировании выполнения полета по маршруту;
- возможность варьирования структурой оборудования БЛА и характеристиками основных используемых компонентов (винтомоторная группа и АКБ);
- возможность оценки продолжительности и дальности полета БЛА при различных условиях выполнения задачи и вариантах компоновки БЛА.
- возможность управления БЛА с помощью манипулятора НСУ, при одновременном сохранении автоматического управления скоростью полета, в режиме ручного полуавтоматического управления;
- возможность ручного управления при определении углов ориентации;
- возможность определения характеристик комплекса программ в режиме близком к реальному времени;
- возможность проведения проверки работы системы управления БЛА при отказе командной радиолинии.

Ограничениями при разработке комплекса программ являются:

- математическая модель квадрокоптера строится из предположения, что БЛА относится к малому классу летательных аппаратов с взлетной массой до 6 кг;
- математическая модель квадрокоптера строится из предположения, что БЛА является симметричным относительно центра масс;
- математическая модель квадрокоптера строится из предположения, что конструкция и воздушные винты являются абсолютно твердыми телами;



- параметры атмосферы в модели принимаются стандартными [56];
- ограничения на параметры управления динамикой БЛА рассмотрены в разделе 3.

#### 4.2.2 Реализация пятой частной научной задачи

Для реализации пятой частной научной задачи, а именно – разработки комплекса программ для выбора рациональных характеристик БЛА по критерию максимальной дальности, выбран состав оборудования, представленный на рисунке 4.6.



Рисунок 4.6 – Состав аппаратной части комплекса

Комплекс программ представляет собой объединение следующих элементов (рисунок 4.7):

- математические модели воздушных винтов. Бесколлекторных электродвигателей, аккумуляторных батарей (решение первой частной научной задачи, раздел 2);

- математическую модель процесса управления динамикой полета мультироторного БЛА (решение второй частной научной задачи, пп.3.1)
- программная реализация численного метода управления динамикой вращательного движения мультироторного БЛА (решение третьей частной научной задачи пп.3.2);
- имитационную модель мультироторного БЛА (решение четвертой частной научной задачи, пп.4.1);
- имитационная модель атмосферы;
- имитационная модель ветровой нагрузки;
- имитационная модель сил, действующих на БЛА в полете;
- средства визуализации процесса моделирования;
- интерфейс связи с внешним оборудованием.

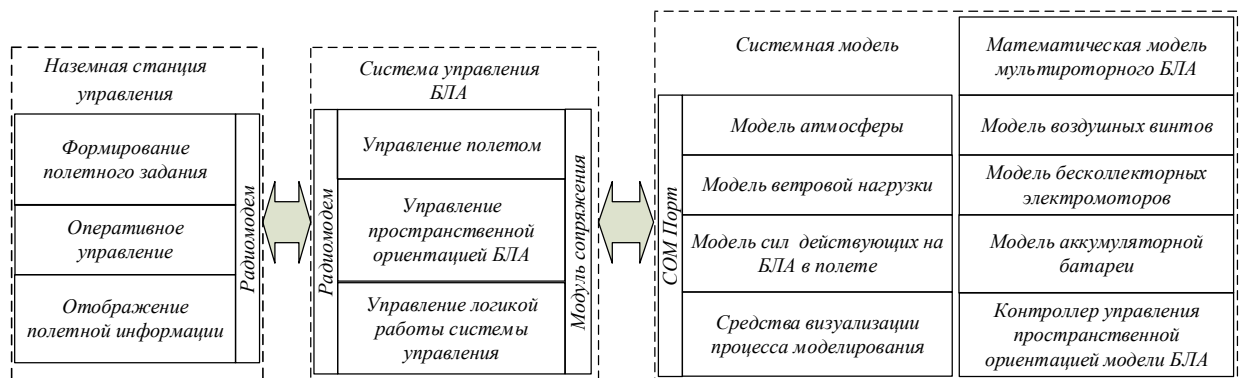


Рисунок 4.7 – Функциональная схема комплекса программ имитационного моделирования полета мультироторного БЛА

Наземная станция управления предназначена для управления БЛА мультироторного типа. В состав НСУ входят ноутбук с установленным специальным программным обеспечением (СПО), манипулятор НСУ типа джойстик, а также модем командной радиолинии (рисунок 4.8).

Специальное программное обеспечение НСУ предназначено для составления полетного задания, отображения и записи телеметрической информации, поступающей с борта БЛА. При необходимости записанная

телеметрическая информация может быть воспроизведена для проведения послеполетного анализа.

Полетное задание может содержать до 240 маршрутных точек, параметры которых включают координаты долготу и широту, высоту относительно точки старта, время пребывания в маршрутной точке.



а)



б)

Рисунок 4.8 – Наземная станция управления: а) внешний вид; б) манипулятор НСУ

Передаваемая с борта БЛА телеметрия содержит 63 параметра, в том числе информацию о диагностируемых отказах, наличии помех приему спутниковых навигационных сигналов, параметрах определения точности местоположения, состоянии аккумуляторной батареи и др. (рисунок 4.9).

Данные о пространственной ориентации скорости и высоте полета БЛА, вертикальной скорости, номере маршрутной точки, курсовом угле отображаются на комбинированном пилотажном приборе. Индикаторы полетных режимов разделены по типам сигнализации: уведомляющей, предупреждающей, аварийной [99]. Информация о координатах местоположения БЛА отображается в виде подвижной метки на карте местности (см. рисунок 4.9).

Манипулятор НСУ подключается непосредственно к модему командной радиолинии и предназначен для оперативного управления полетом БЛА и его полезной нагрузкой. Позволяет осуществлять полуавтоматическое управление скоростью полета, и полностью ручное управление углами ориентации БЛА. В реализованной НСУ, управление сделано «одноруким» путем сосредоточения на джойстике наиболее часто используемых функций управления полетом и целевой нагрузкой (см. рисунок 4.8,б). Это позволяет оператору очень быстро реагировать на изменяющуюся обстановку. Для привлечения внимания к меняющейся обстановке в джойстике также используется вибромотор, с помощью которого реализована тактильная сигнализация о режимах полета [99].

Модем командной радиолинии предназначен для передачи команд управления на борт и приема телеметрии БЛА, подключается к ноутбуку через порт USB. Для увеличения надежности передачи данных в командной радиолинии реализован метод псевдослучайной перестройки каналов связи 50 раз в секунду.



Рисунок 4.9 – Пользовательский интерфейс СПО с отображением служебной информации

Для обеспечения функционирования системы управления БЛА в составе комплекса программ, в её штатную структуру внесены следующие изменения:

- реализован интерфейс UART для обеспечения обмена данными с программной средой MatLab/Simulink;
- добавлен режим работы «симулятор», в котором блокируется управление электродвигателями, при этом данные о пространственной ориентации, координатах местоположения, а также значения скорости, высоты, напряжения АКБ, тока потребления и барометрического давления поступают от имитационной модели;
- существует возможность переключения системы управления БЛА из режима «симулятор» в рабочий режим, что позволяет использовать БЛА как в составе комплекса программ для выбора рациональных характеристик БЛА по критерию максимальной дальности полета, так и для летных испытаний.

Структуры входных и выходных данных моделей, собранных в составе комплекса программ приведены соответственно в таблицах 4.1 и 4.2.

Таблица 4.1 – Структура данных, передаваемых системой управления БЛА в системную модель

№ п/п	Наименование	Число байт	Порядок следования	Единицы измерения
1	Кватернион заданной ориентации	16	$q_0, q_1, q_2, q_3$	–
2	Управление тягой двигателей	4	$T_m$	%
3	Заданная угловая скорость	12	$\omega_{cont\_roll}, \omega_{cont\_pitch}, \omega_{cont\_yaw}$	рад/сек
4	Отладочные параметры САУ БЛА	12		–

Таблица 4.2 – Структура данных, передаваемых системной моделью в систему управления БЛА

№ п/п	Наименование	Число байт	Порядок следования	Единицы измерения
1	Кватернион конечного поворота	16	$q_0, q_1, q_2, q_3$	–
2	Расстояние от точки старта	12	$X^e, Y^e, Z^e$	м
3	Скорость в опорной системе координат	12	$V_x^e, V_y^e, V_z^e$	м/с
4	Ускорение в опорной системе координат	12	$a_x^e, a_y^e, a_z^e$	м/с <sup>2</sup>
5	Бортовое напряжение	4	$V_{bat}$	вольт
6	Ток потребления БЛА	4	$I_{bat}$	ампер
7	Расход батареи	4	$\sum I_{bat}$	ампер/час
8	Барометрическое давление	4	$\rho$	паскаль
9	Дистанция ультразвукового датчика	12	Us_range	м

Таким образом, решена пятая частная научная задача, а именно - разработка комплекса программ для выбора рациональных характеристик БЛА по критерию максимальной дальности.

### Выводы по четвертому разделу

Раздел посвящен решению четвертой и пятой частных научных задач, которые формулируются как разработка имитационной модели мультироторного БЛА для оценки дальности полета и разработка комплекса программ для выбора рациональных характеристик БЛА по критерию максимальной дальности. По

каждой частной научной задачи выполнена вербальная постановка данной частной задачи и её формализация.

Адекватность функционирования разработанного комплекса программ была проверена в течение 2,5 месяцев использования в процессе отладки программного обеспечения системы управления мультироторного БЛА. В ходе этой работы было выполнено более 600 тестов по оценке характеристик, исследуемых БЛА.

Сравнение результатов моделирования времени полета с временем полета реального квадрокоптера, показало расхождение менее 5 %, что для инженерной практики является допустимым результатом. Анализ также показал, что результаты моделирования позволяют провести:

- обоснование структуры и характеристик оборудования БЛА по критерию максимальной дальности полета;
- сравнительную оценку различных БЛА для решения функциональных задач по охране протяженных объектов;
- оценку продолжительности полета БЛА при различных комбинациях воздушных винтов, бесколлекторных электродвигателей, аккумуляторной батареи с целью выбора наилучшего варианта;
- выбор требуемой емкости АКБ, исходя из предназначения БЛА и профиля его полета;
- моделирование внешних возмущающих факторов, действующих на БЛА в полете, которые на практике имеют адекватную характеристику;
- тестирование логики работы системы управления на всех этапах полета и при различном управлении БЛА, в том числе при возникновении неисправностей, искажениях навигационного поля GPS/ГЛОНАСС, отказе командной радиолинии.

Натурные исследования и результаты моделирования подтверждают обеспечение заданных характеристик времени и высоты полета над уровнем моря, при ограничениях на значение взлетной массы БЛА. Достоинством разработанного комплекса, в отличие от ранее существующих, является модульность построения, простота изменения летных характеристик мультироторного БЛА, возможность оценки времени полета при различных



сочетаниях используемых компонентов. Кроме того, тестирование программного обеспечения системы управления БЛА на штатном оборудовании приводит к повышению безопасности полетов.

Разработанный комплекс программ может использоваться для тренировки операторов БЛА, поскольку информация, отображаемая на экране НСУ, соответствует реальному полету.

Материалы и результаты, представленные в четвертом разделе, были предварительно опубликованы в статьях [3, 7, 99], тестировались при помощи программ [103, 103, 106] использовались в отчете за первый этап работ [101].

## **5 Практические рекомендации по использованию математических моделей, численного метода и комплекса программ для рационального выбора характеристик мультироторного БЛА по критерию максимальной дальности**

Данный раздел посвящен подтверждению решения пятой частной задачи и научной задачи исследования в целом и выработке рекомендаций по использованию полученных решений.

### **5.1 Алгоритм выбора рациональных характеристик мультироторного БЛА с использованием комплекса программ**

Комплекс программ имитационного моделирования полета БЛА, разработанный и верифицированный в процессе исследования, позволяет:

- варьировать ограниченным множеством ключевых параметров, объединенных в заданный комплекс варьируемых параметров, которые влияют на дальность и продолжительность полета;
- определять количественные оценки показателей качества для каждого из вариантов (см. раздел 4).

Комплекс варьируемых параметров включает четыре группы характеристик, связанных с компоновкой БЛА:

- совокупность характеристик АКБ;
- совокупность характеристик моторно-винтовой группы;
- совокупность характеристик полезной нагрузки;

– совокупность характеристик бортового оборудования, метода управления и конструктивных особенностей корпуса БЛА.

Кроме этого, при осуществлении имитационного моделирования полета варьируются параметры вектора фазовых координат  $\omega$ , позволяющие исключить выбор варианта заведомо выигрышного для узкого круга условий применения мультироторного БЛА.

Очевидно, что степень влияния варьируемых параметров не может быть одинаковой, поэтому существует необходимость ранжирования групп параметров и определения последовательности их изменения при выполнении имитационного моделирования.

Алгоритм решения представляет собой многоэтапную расчетную процедуру, построенную по блочно иерархическому принципу [100]. Структурно-логическая схема алгоритма представлена на рисунке 5.1. Она включает пять основных этапов. В качестве исходных данных используются, прежде всего, требования технического задания (ТЗ) на разработку (модернизацию) БЛА. Оно включает перечень решаемых задач и летно-технических характеристик, требуемых для их решения (дальность полета, форма траектории, продолжительность полета), массогабаритные и эксплуатационные ограничения, условия эксплуатации и т.п.

Этап 1. Формирование исходной информации и выбор опорного варианта структуры БЛА.

Подготовка этой информации начинается с разработки и анализа перечня функциональных задач  $F = f(f_1, f_2, \dots, f_n)$ , решаемых БЛА. В частности, для БЛА малого класса комплексной системы безопасности, предназначенных для осуществления охраны и мониторинга удаленных объектов, решаются две основные задачи: мониторинга и тревожного реагирования (см. раздел 1.1).

На основании этого перечня исследуются существующие БЛА. Для них производятся расчеты показателей эффективности общего вида: дальность и продолжительность полета и специфические показатели для каждой из функциональных задач (максимальный периметр зоны мониторинга, время

перелета БЛА в максимально удаленную точку зоны мониторинга и др.). Тот БЛА, для которого значения показателей качества максимально приближается к требуемым, назначается опорным вариантом структуры БЛА.

Этап 2. Формирование морфологической матрицы проектных решений по облику БЛА.

Этап выполняется циклически и итерационно. На каждом цикле производится разработка и систематизация признаков  $i$ -й группы варьируемых характеристик. Формируются технические решения по каждому признаку. Рассчитываются значения показателей качества принятых технических решений. Производится сравнительный анализ показателей качества принятых технических решений относительно показателя опорной структуры БЛА. В результате формируются «опорные базисы» проектных решений по  $i$ -му признаку. При расчете показателей качества характеристик следующих групп параметров, которые на текущем этапе не варьируются, принимаются аналогичными прототипу (опорной структуре БЛА).

Для БЛА малого класса комплексной системы безопасности, предназначенных для осуществления охраны и мониторинга удаленных объектов, вначале производится выбор параметров винтомоторной группы, затем параметров аккумуляторной батареи. На завершающем этапе происходит варьирование составом и характеристиками бортового оборудования и полезной нагрузки.

Этап 3. Оценка совместимости, системы ограничений и выделение допустимых решений.

Из совокупности проектных решений, отобранных на предыдущем этапе, исключаются те, которые не соответствуют системе ограничений, связанных, прежде всего, с конструкцией корпуса опорного БЛА, так как изготовление корпуса, выбор и компоновка бортового оборудования являются наиболее затратными этапами проектирования. Только в том случае, когда ни одно из технических решений не обеспечивает требуемого уровня показателей, производится перекомпоновка оборудования БЛА, выбирается новый корпус или

переназначается новый опорный БЛА из следующего класса по массогабаритным характеристикам.

Кроме массогабаритных ограничений производится оценка электромагнитной совместимости радиотехнического оборудования, оценка величины нагрева оборудования при работе и оценка влияния оборудования, размещаемого вне корпуса БЛА на его аэродинамику.

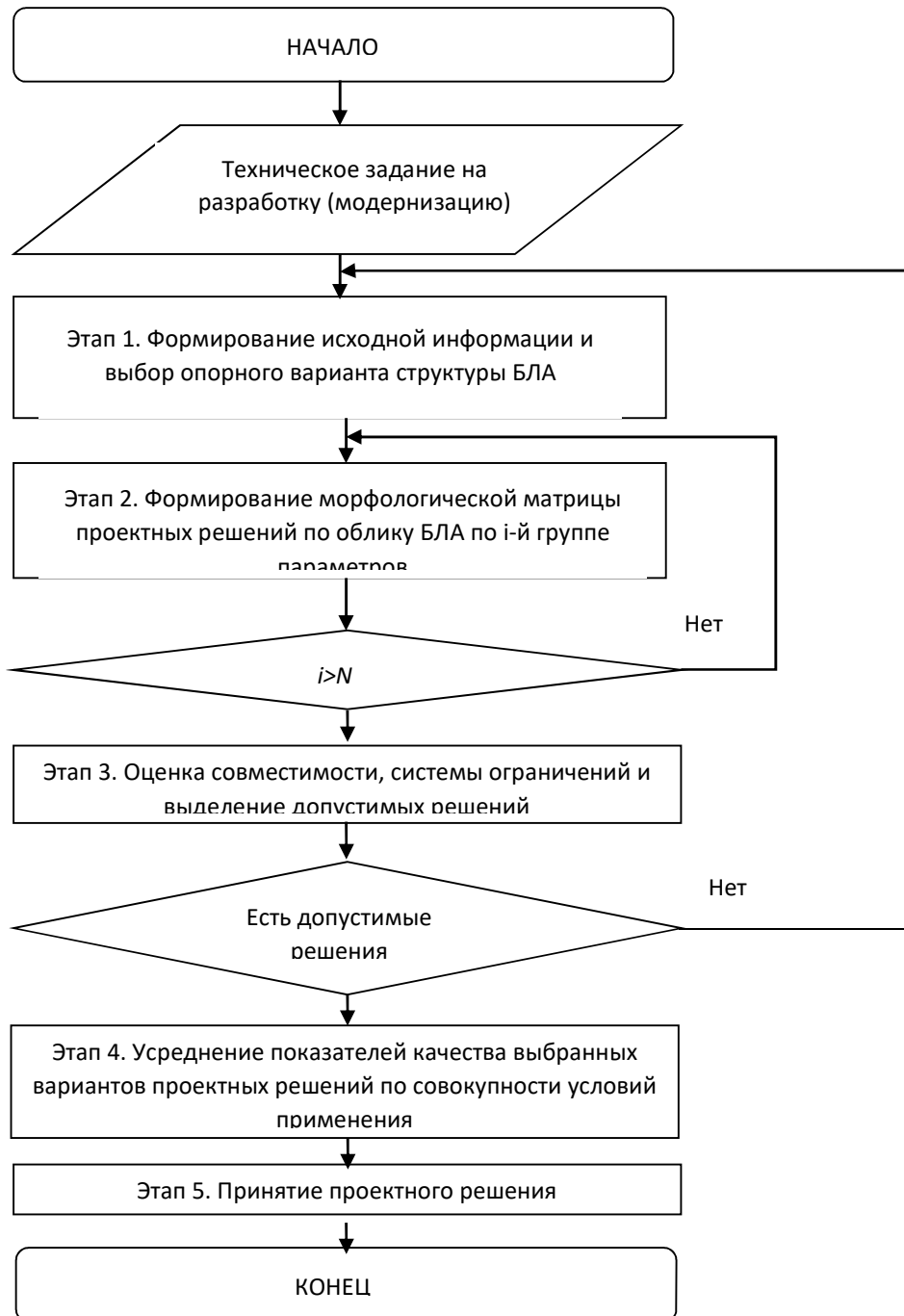


Рисунок 5.1 – Структурно–логическая схема алгоритма

Этап 4. Усреднение показателей качества выбранных вариантов проектных решений по совокупности условий применения.

Все варианты, прошедшие отбор на предыдущем этапе, исследуются в различных сочетаниях условий применения, определяемых ВФК  $\omega$ . Происходит исключение из рассмотрения тех вариантов, которые в каких-то условиях становятся хуже опорного варианта БЛА (имеют значение показателя ниже требуемого).

Этап 5. Принятие проектного решения.

На данном этапе из имеющегося количества допустимых технических решений по всем группам признаков и вариантов структурного облика БЛА на основе принятого критерия – максимума дальности полета, выбирается наилучший вариант. При отсутствии заведомого фаворита производится расширение ВФК и производится корректировка показателя качества с учетом дополнительных условий.

Использование комплекса имитационного моделирования полета БЛА позволяет максимально исключить субъективизм при принятии проектных решений, так как позволяет производить оценку каждого из альтернативных вариантов в близких к реальным условиям функционирования БЛА, обеспечивает для каждого из вариантов равные условия моделирования.

## **5.2 Практические рекомендации по обоснованию рациональных характеристик мультироторного БЛА по критерию максимальной дальности полета и сравнение характеристик разработанного и существующих БЛА**

Практические рекомендации по обоснованию рациональных характеристик мультироторного БЛА по критерию максимальной дальности полета рассмотрим

на примере двух мультироторных БЛА малого класса: Альбатрос–П и Альбатрос 2. Проектируемый мультироторный БЛА носит предварительное название Альбатрос СКФУ.

На рисунке 5.2 показан внешний вид разработанного с использованием комплекса программ по рациональному выбору характеристик мультироторного по критерию максимальной дальности – БЛА Альбатрос СКФУ, а на рисунках 5.3 и 5.4 показаны чертежи, определяющие его габаритные размеры.



Рисунок 5.2 – Внешний вид разработанного БЛА Альбатрос СКФУ

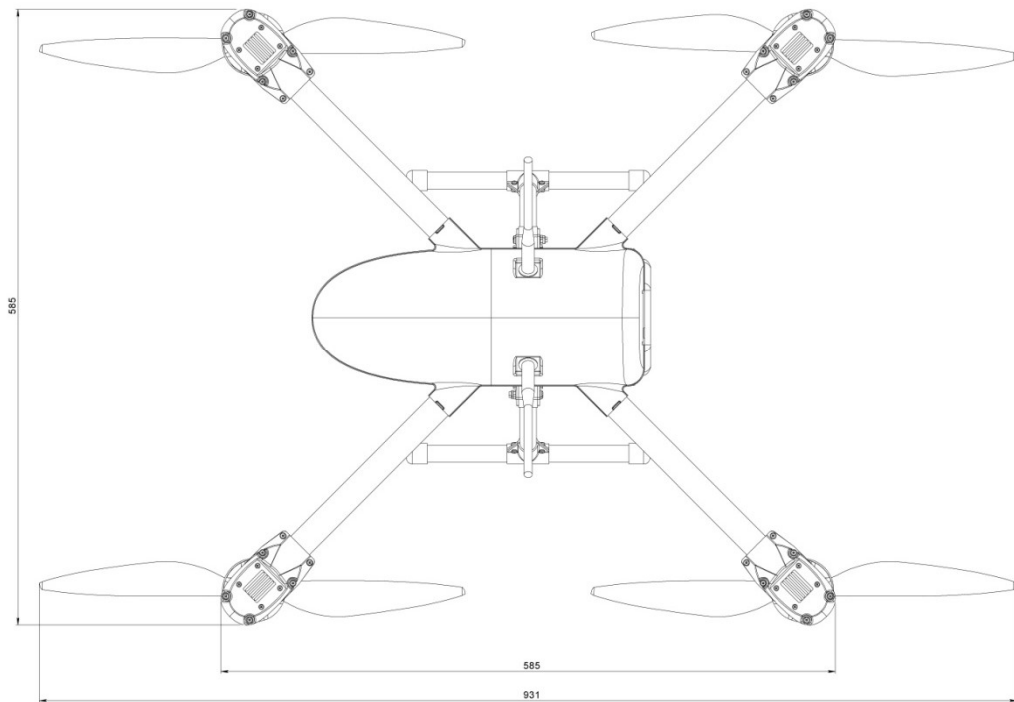


Рисунок 5.3 - Разработанный БЛА Альбатрос СКФУ. Вид сверху

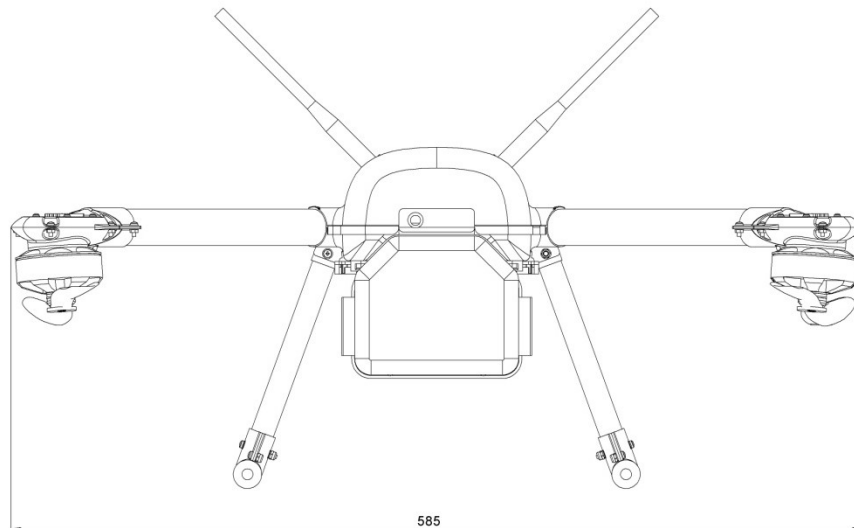


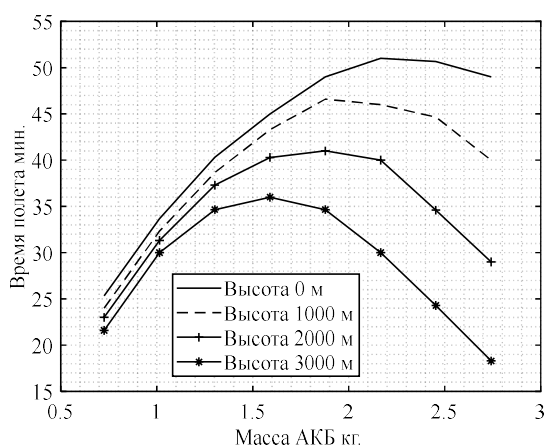
Рисунок 5.4 - Разработанный БЛА Альбатрос СКФУ. Вид спереди

Сделано сравнение характеристик опорных вариантов БЛА (Альбатрос 2 и Альбатрос П) и разработанного с использованием комплекса (Альбатрос СКФУ).

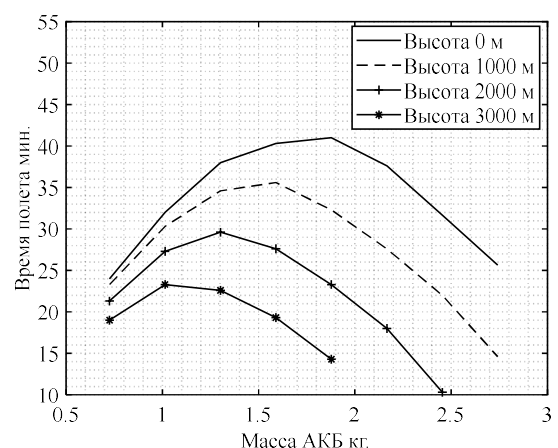


Порядок выполнения имитационных полетов для определения максимальной продолжительности полета осуществлялся следующим образом. В комплексе программ выполняется взлет мультироторного БЛА до высоты 10 метров, после чего производится зависание в навигационной точке. БЛА находится в режиме зависания до разряда аккумуляторной батареи. По достижении порога разряда АКБ равного 18В, производится остановка имитационной модели и фиксируется время (продолжительность) полета. Вторым критерием остановки процесса моделирования является достижение максимального значения управляющего воздействия по высоте на регуляторы двигателей. Фиксируется момент, когда БЛА больше не может удерживать заданную высоту. При исследовании варьируется высота точки старта над уровнем моря и конфигурация аккумуляторной батареи БЛА, таким образом, что с увеличением емкости аккумуляторной батареи пропорционально растет взлетная масса БЛА.

На рисунках 5.5 а, б показаны графики зависимостей продолжительности полета от массы АКБ (емкости АКБ) для различных высот старта.



а)



б)

Рисунок 5.5— Зависимость продолжительности полета БЛА от массы аккумуляторной батареи и высоты полета над уровнем моря: а) с воздушным винтом Falcon 17x5.8, б) с воздушным винтом T-Motor 16x5.4

Как следует из анализа полученных графиков (см. рис. 5.5 а,б) существуют экстремумы (точки перегиба), позволяющие определить предпочтительные типы винтов и структур АКБ.

На рисунках 5.6, 5.7 показаны результаты сравнения максимальной продолжительности полета мультироторных БЛА на различных высотах размещения стартовой площадки. Относительная высота полета составляет 10 м.

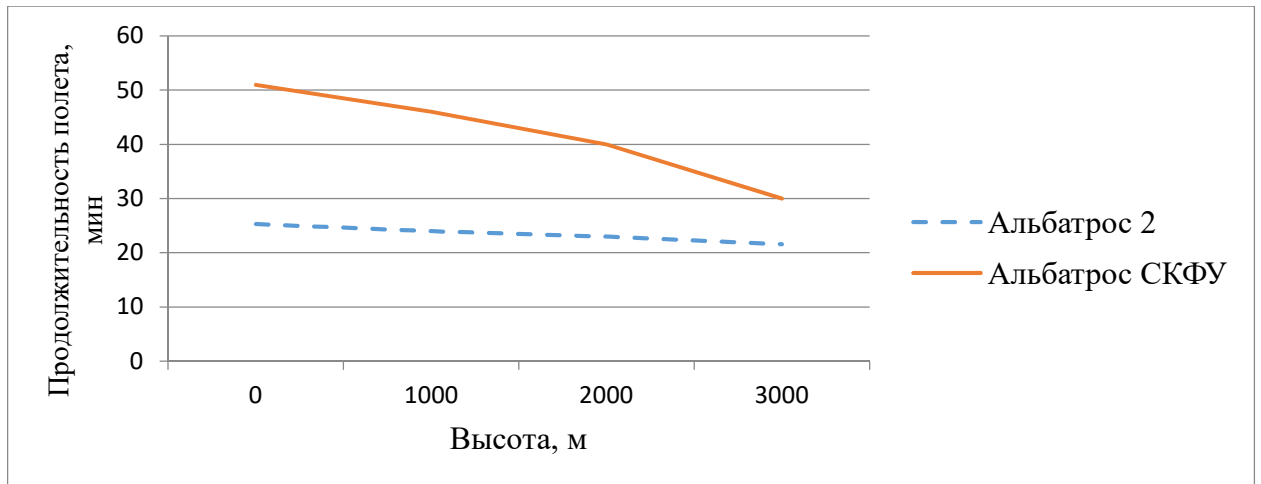


Рисунок 5.6 – Сравнение максимальной продолжительности полета, разработанного мультироторного БЛА Альбатрос СКФУ и существующего БЛА Альбатрос 2

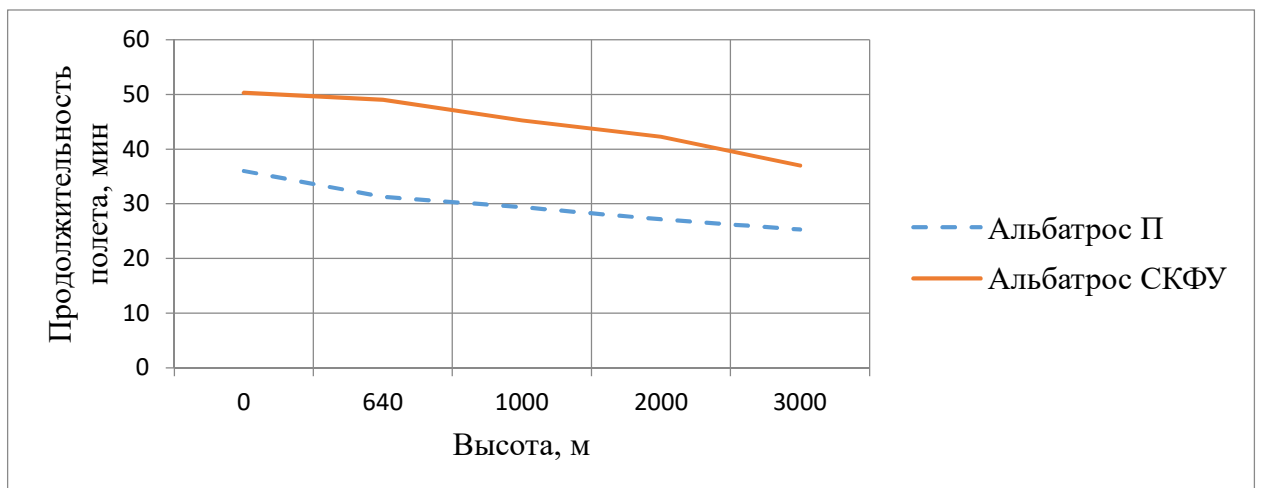


Рисунок 5.7 – Сравнение максимальной продолжительности полета, разработанного мультироторного БЛА Альбатрос СКФУ и существующего БЛА Альбатрос II

На рисунке 5.8 показаны результаты сравнения максимальной дальности полета существующих мультироторных БЛА из состава комплекса охраны протяженных объектов и разработанного с использованием комплекса программ.

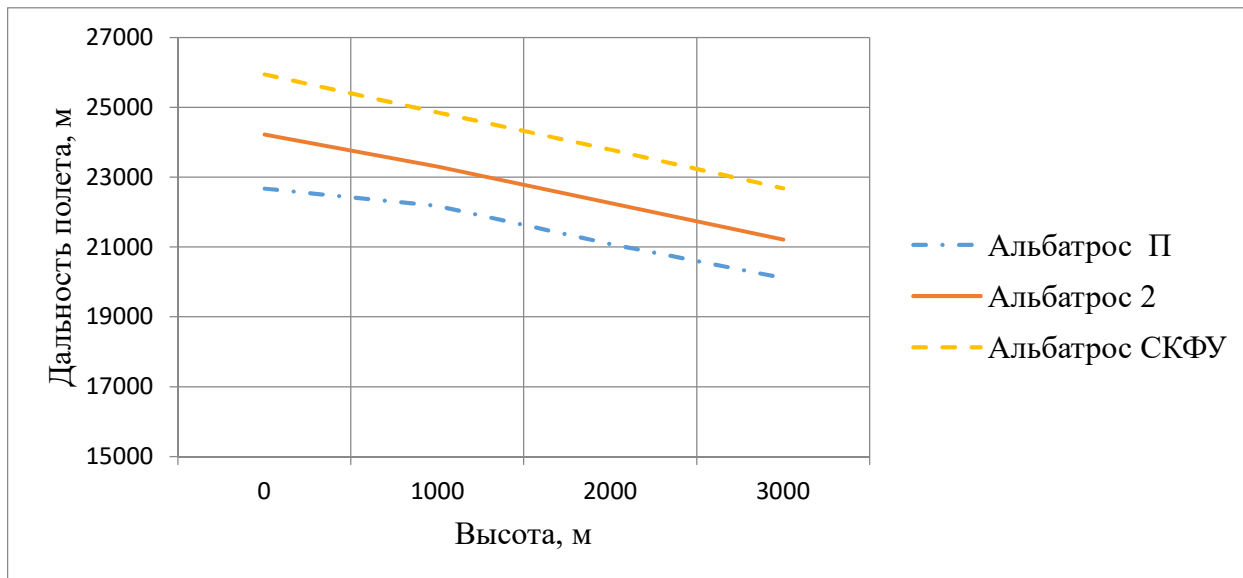


Рисунок 5.8 - Сравнение максимальной дальности полета, разработанного мультироторного БЛА Альбатрос СКФУ и существующих БЛА Альбатрос 2 и Альбатрос П

Содержимое рисунка 5.8 показывает, что за счет выбора рациональных характеристик мультироторного БЛА по критерию максимальной дальности получено увеличение дальности полета на 15-20%.

Таким образом, выполнено подтверждение возможности использования комплекса программ для обоснования рациональных характеристик мультироторных БЛА малого класса по критерию максимальной дальности, то есть полноты решения пятой частной научной задачи и научной задачи исследования.

## Выводы по пятому разделу

Раздел посвящен подтверждению полноты решения пятой частной научной задачи, которая формулируется как разработка комплекса программ для выбора рациональных характеристик БЛА по критерию максимальной дальности полета, и научной задачи исследования разработка математических моделей, численного метода и комплекса программ для выбора рациональных характеристик БЛА по критерию максимальной дальности в целом.

Разработанный с использованием комплекса программ для выбора рациональных характеристик БЛА по критерию максимальной дальности полета Альбатрос СКФУ полностью удовлетворяет требованиям, предъявленным для использования в составе комплекса охраны протяженных объектов. При этом дальность полета БЛА составляет более 25 км. По отношению к характеристикам существующих БЛА получено увеличение дальности полета на 15-20% в зависимости от условий применения.

Материалы и результаты, представленные в пятом разделе, были предварительно опубликованы в статьях [1,6] и реализованы в виде программ [103, 104, 106], для работы в составе комплекса программ с целью моделирования работы спутниковых навигационных систем были разработаны программы [105, 107, 108].

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В диссертационном исследовании с целью развития научно-методического аппарата синтеза сложных систем решена научная задача по разработке математических моделей, численного метода и комплекса программ для выбора рациональных характеристик БЛА по критерию максимальной дальности.

В процессе исследования научная задача была декомпозирована на совокупность взаимоувязанных частных научных задач, итогом решения которых являются защищаемые положения, которые соответствуют научным результатам, обладающим научной новизной, теоретической значимостью и являющиеся вкладом в развитие научно-методического аппарата повышения дальности мультироторных БЛА малого класса.

1. Разработана математическая модель винта, в которой в отличие от существующей, учтена специфика влияния формы и площади законцовки винта на тягу и момент сопротивления вращению. Совместное использование математической модели винта с моделями электрических двигателей и АКБ позволяет производить количественную оценку влияния характеристик перечисленного оборудования на дальность полета.

2. Разработана математическая модель процесса управления динамикой полета БЛА, отличающаяся от известных алгоритмом выбора скорости полета БЛА, приводящему к увеличению максимальной дальности. Произведены оценочные полеты на модели БЛА, показывающие увеличение дальности полета на 15-20 % в зависимости от условий применения.

3. Разработан алгоритм управления динамикой вращательного движения БЛА на основе метода бэкстепинга. Численный метод управления динамикой вращательного движения на его основе позволяет уменьшить число управляющих параметров. Основным и единственным параметром управления определена скорость полета.

4. Разработана имитационная модель мультироторного БЛА отличающаяся тем, что позволяет выполнять оценку дальности полета БЛА в зависимости от параметров винтомоторной группы, параметров АКБ и параметров траекторного управления в различных условиях применения БЛА. Совместное использование управляющего контролера БЛА и математических моделей позволяет компенсировать отсутствие информации по совокупности случайных внутренних и внешних факторов, влияющих на дальность полета.

5. Разработан комплекс программ для выбора рациональных характеристик БЛА по критерию максимальной дальности, особенностью которого является объединение программного обеспечения бортового контролера управления полетом БЛА, имитационной модели мультироторного БЛА, реализованной с использованием пакета программ Matlab/Simulink, программного обеспечения поддержки информационного обмена в реальном масштабе времени и программного обеспечения наземной станции управления. Приведен пример использования комплекса программ для формирования рациональных характеристик мультироторного БЛА Альбатрос СКФУ. Сравнение максимальной дальности полета мультироторных БЛА, используемых в составе комплекса охраны протяженных объектов, и разработанного БЛА Альбатрос СКФУ подтверждает целесообразность применения разработанного научно-методического аппарата.

Разработанный комплекс программ может быть также использован для тренировки операторов дистанционного пилотирования мультироторных БЛА.

Полученные решения частных научных задач и их использование в прикладной области, позволило сформулировать прикладной результат, обладающий практической значимостью и являющийся вкладом в развитие технико-прикладного инструментария обеспечения задачи повышения дальности мультироторного БЛА малого класса. Диссертационная работа является частью исследований и экспериментальных разработок по теме: «Разработка роботизированного беспилотного летательного аппарата мультироторного типа с использованием бесплатформенной инерциальной навигационной системы» [101].

Основным элементом новизны данного диссертационного исследования является исследование научно-методического аппарата повышения дальности полета мультироторных БЛА малого класса, а именно в условиях, связанных с развитием технической оснащенности и развитием способ осуществления охраны протяженных объектов. При этом были учтены следующие факторы связанные с учетом влияния законцовок лопастей винтов на особенности перетекания воздушного потока, а также учет влияния разрядных процессов, протекающих в АКБ на выбор скорости полета по критерию максимальной дальности;

Основным научным направлением дальнейшего развития диссертационного исследования является учет влияния навигационного оборудования на точность решения задачи выхода в заданную точку и оценка влияния ошибок определения местоположения БЛА на показатели качества решения задачи охраны протяженных объектов и на максимальную дальность полета.

**СПИСОК ЗАТЕКСТОВЫХ ССЫЛОК**

1. Программно-аппаратный комплекс имитационного моделирования полета мультироторного БЛА / А. М. Исаев, Г. И. Линец, М. А. Исаев, С. В. Мельников // Инфокоммуникационные технологии. 2020. Т. 18. № 2. С.177–187.
2. Исаев А. М., Линец Г. И., Исаев М. А. Численный метод управления динамикой вращательного движения мультироторного беспилотного летательного аппарата // Инфокоммуникационные технологии. 2020. Т. 19. № 3. С.163–173.
3. Исаев А. М., Адамчук А. С., Амироков С. Р. Математическое моделирование вертикального движения мультироторного беспилотного летательного аппарата // Современная наука и инновации. 2017. Т. 18. № 2. С. 65–71.
4. Способ определения факта искажения навигационного поля и идентификации помехового воздействия на приемник РБЛА / К. М. Сагдеев, Г.И. Линец, С. В. Мельников, А. М. Исаев, М. А. Исаев // Инфокоммуникационные технологии. 2020. Т. 18. № 2. С.166–177.
5. Применение БЛА для радиолокационного поиска аварийных судов / А. В. Баженов, Н. В. Гривенная, А. М. Исаев, С. В. Мельников // Системы управления, связи и безопасности. 2020. № 2. С. 212–230.
6. Алгоритм определения начальных координат роботизированного беспилотного летательного аппарата в условиях искажения навигационного поля / Г. И. Линец, С. В. Мельников, О. Х. Шаяхметов, А. М. Исаев, М. А. Исаев // Современная наука и инновации. 2020. № 2 (30). С. 8–20.
7. Алгоритм начальной инициализации кватерниона пространственной ориентации в параметрах Родрига-Гамильтона / М. А. Исаев, А. М. Исаев,



Н. В. Кудинов, Р. С. Мироненко // Вестник Донского государственного технического университета. 2018. № 2. С.238-245.

8. Optimizing classification thresholds of status of transionospheric communication channel distributed according to rayleigh distribution law for decreased quadcopter's positioning errors / G. I. Linets, M. A. Isaev, A. M. Isaev, S. V. Melnikov // CEUR Workshop Proceedings : 3rd International Workshop on Young Scientist's Trends in Information Processing, YSIP3 2019 (Stavropol and Arkhyz; Russian Federation; 17 September 2019 - 20 September 2019). 2019. №. 2500. С. 1–8

9. Optimization of the classification thresholds of the state of transionospheric communication channels to ensure accuracy of the positioning RBLA / G. Linets, V. Nikulin, A. Isaev, S. Melnikov // AIP Conference Proceedings. 2019. №. 2171. Art. number 060006

10. Развитие рынка беспилотных летательных аппаратов [Электронный ресурс] // EY: Building a better working. URL:[https://www.ey.com/ru\\_ru/news/2020/05/ey-uav-survey-18052020](https://www.ey.com/ru_ru/news/2020/05/ey-uav-survey-18052020) (дата обращения: 14.08.2020)

11. Федосеева Н. А., Загвоздкин М. В. Перспективные области применения беспилотных летательных аппаратов // Научный журнал. 2017. № 9 (22). С. 26–29

12. Анализ компании рынка Аэронет — производителей и эксплуатантов беспилотных авиационных систем [Электронный ресурс] // Официальный сайт рабочей группы Аэронет. URL:<http://nti-aeronet.ru/wp-content/uploads/2020/03/Analiz-kompanij-rynka-Ajeronet-proizvoditelej-i-jekspluatantov-bespilotnyh-aviacionnyh-sistem.pdf> (дата обращения: 14.08.2020).

13. Жаринов Д. А. О возможности применения беспилотных летательных аппаратов для охраны военных аэродромов // Воздушно-космические силы. Теория и практика. 2018. № 5. С. 54–59.

14. Мониторинг транспортных средств в охраняемой зоне промышленных объектов нефтегазодобычи на основе глубокой нейронной сети Yolo / Т. З. Аралбаев, Р. М. Алиев, Р. Р. Галимов, А. Д. Коннов // Прогрессивные

технологии в транспортных системах : сб. материалов XIV Междунар. науч.-практ. конф.(20-22 нояб. 2019 г., Оренбург)/ М-во науки и высш. образования Рос. Федерации. Оренбург: ОГУ, 2019. С. 22–27.

15. Типы беспилотных летательных аппаратов / Б.С. Алешин, В. Л. Суханов, В. М. Шибяев, А. Г. Шнырев // Межотраслевой альманах. 2014. № 46. С. 32–37.

16. Стоянов Ю. П., Евдокимов А. Н. Применение БЛА для охраны объектов // Перспективы развития и применения комплексов с беспилотными летательными аппаратами : сб. докладов и статей по материалам II науч.-практ. конф. Коломна, 2017. С. 311–315.

17. Патент на изобретение 2678381 Российская Федерация, МПК В64F 1/00 (2006.01), H02J 7/00 (2006.01), В64С 39/00 (2006.01), E04H 6/44 (2006.01), СПК В64F 1/00 (2018.08), В64С 39/00 (2018.08), E04H 6/44 (2018.08). Стартовый контейнер / С. М. Исаев, А. М. Исаев, Е. Н. Михальченко, А. А. Сазанов, Д.Б. Таникеев ; патентообладатель Общество с ограниченной ответственностью «Стилсофт» (RU). № 2018116224. Заявл. 28.01.18 ; опубл. 28.04.2019. Бюл. № 4.

18. Патент на изобретение 2722521 Российская Федерация, МПК G05D 1/06 (2006.01), H04B 1/3827 (2015.01), G06T 7/55 (2017.01), G01B 11/00 (2006.01), В64F 1/00 (2006.01), СПК G05D 1/00 (2020.02), G06T 7/55 (2020.02), G01B 11/00 (2020.02), В64F 1/00 (2020.02). Способ точной посадки беспилотного летательного аппарата на посадочную платформу / Ю. П. Стоянов, А. М. Исаев, Е. И. Фоминов, А. А. Сазанов ; патентообладатель Общество с ограниченной ответственностью «Стилсофт» (RU). № 2019128893. Заявл. 19.09.19 ; опубл. 01.06.2020. Бюл. № 16.

19. Камера с подвесом X30TM [Электронный ресурс] // Официальный магазин DJI в России. URL:<https://4vision.ru/products/x30tm.html> (дата обращения 15 05 2020).

20. HD-камера с 18x зум-объективом и тепловизор 640x480 (50Гц) на подвесе [Электронный ресурс] // Российские беспилотники. U

HYPERLINK "https://russiandrone.ru/catalog/poleznaya-nagruzka/girostabilizirovannye-podvesy/hd-kamera-s-18kh-zum-obektivom-i-

t

e

(дата обращения 15 05 2020).

21. Фурлет В. А., Шакиров Р. Р. Модель поиска подвижного объекта с помощью летательного аппарата // Системи обробки інформації. 2003. № 6 (28). С. 89–95.

22. Исследование операций. Т. 1 / Под ред. Дж. Моудера, С. Элмаграби. М.: Мир, 1981. 712 с.

23. Index of tested LiIon batteries [Электронный ресурс] // Flashlight information. URL: <https://lygte-info.dk/info/batteryIndex.html> (дата обращения 27.02.2020).

24. Комплекс «ФЕНИКС» на базе беспилотного летательного аппарата квадрокоптерного типа [Электронный ресурс] // БГ Оптикс. Интеллектуальные системы и технологии для надёжной охраны объектов и территорий. URL: <https://bg-optics.ru/phoenix.html> (дата обращения 10.02.2020).

25. Квадрокоптер COEX Пеликан [Электронный ресурс] // Коптер Экспресс. URL: <https://ru.coex.tech/pelican> (дата обращения 10.02.2020).

26. Дьяконов Д. А. Понятие и определение интегральных лётно-технических характеристик дистанционно пилотируемого вертолётного малого класса // Перспективы развития и применения комплексов с беспилотными летательными аппаратами : сб. докладов и статей по материалам II науч.-практ. конф. Коломна, 2017. С. 61–68.

27. Комплекс контроля прилегающей территории на основе беспилотного летательного аппарата «Альбатрос П2» [Электронный ресурс] // Стилфсофт. Российский разработчик и производитель комплексных систем безопасности. URL: <https://stilsoft.ru/products/albatros-2-p/> (дата обращения 10.02.2020).

28. Autonomous Security Drone Station H3 Dynamics [Электронный ресурс] // H3 Dynamics. URL: <https://www.h3dynamics.com/security> (дата обращения 15.05.2020).

29. Skeyetech – Autonomous drone for security [Электронный ресурс] // Azur drones. URL: <https://www.azurdrones.com/product/skeyetech/> (дата обращения 15.05.2020).

30. Smart Aerial Monitoring System (SAMS) [Электронный ресурс] // Icaros. Remote sensing solutions. URL: <https://icarosgeospatial.com/falcon-drone/> (дата обращения 10.02.2020).
31. Nightingale Security [Электронный ресурс] // Nightingale security. URL: <https://www.nightingalesecurity.com/> (дата обращения 15.05.2020).
32. Матвеев А. В., Махуков А. А. Сопровождающее моделирование в процессе летных испытаний беспилотных летательных аппаратов // Труды МАИ. 2012. № 45. С. 1–18.
33. The Stanford testbed of autonomous rotorcraft for multi agent control (STARMAC) / G. Hoffmann, D. G. Rajnarayan, S. L. Waslander, D. Dostal, J.S. Jang, C. J. Tomlin // Proceedings of the 23rd digital avionics systems conference (28-28 Oct. 2004, Salt Lake City). Salt Lake City. 2014. Vol. 2. P. 12.E.4–1–12.E.4–10.
34. Quadrotor helicopter flight dynamics and control: theory and experiment / G. M. Hoffmann, H. Huang, S. L. Waslander, C. J. Tomlin // Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference (20–23 aug. 2007, Hilton Head, SC.). Hilton Head. 2007. Vol. 2. P. 1670–1689.
35. Precision flight control for A multi-vehicle quadrotor helicopter testbed // G. M. Hoffmann, H. Huang, S. L. Waslander, C. J. Tomlin // Control Engineering Practice. 2011. Vol. 19 (9). P. 1023–1036.
36. Bouabdallah S., Siegwart R. Design and control of a miniature quadrotor // Advances in Unmanned Aerial Vehicles. 2007. Vol. 33. P. 171–210.
37. Pounds P., Mahony R., Corke P. Modelling and control of a quad-rotor robot. Canberra : Australian National University, 2008. 10 p.
38. Aerodynamics and control of autonomous quadrotor helicopters in aggressive maneuvering / H. Huang, G. M. Hoffmann, S. L. Waslander, C. J. Tomlin // 2009 IEEE International Conference on Robotics and Automation (12–17 may, 2009, Kobe, Japan). Kobe, 2009. P. 3277–3282.
39. Beard R. W. Quadrotor dynamics and control. Rev 01. Provo : Brigham Young University, 2008. 48 p.

40. Mahony R., Kumar V., Corke P. Multicopter aerial vehicles: Modeling, estimation, and control of quadrotor // *Robotics & Automation Magazine*. 2012. Vol. 19. P. 20 – 32.
41. Luukkonen T. Modelling and control of quadcopter. Espoo : Aalto University, 2011. 26 p.
42. Tayebi A., McGilvray S. Attitude stabilization of a four-rotor aerial robot // *IEEE Transactions on Control Systems Technology*. 2006. Vol. 14 (3). P. 1216–1221.
43. Белинская Ю. С., Четвериков В. Н. Управление четырехвинтовым вертолетом // *Наука и образование*. 2012. № 5. С. 157–171.
44. Огольцов И. И., Рожнин Н. Б., Шеваль В. В. Разработка математической модели пространственного полета квадрокоптера [Электронный ресурс] // *Труды МАИ*. 2015. № 83. URL:[http://trudymai.ru/upload/iblock/f0b/ogoltsov\\_rozhnin\\_sheval\\_rus.pdf?lang=ru&issue=83](http://trudymai.ru/upload/iblock/f0b/ogoltsov_rozhnin_sheval_rus.pdf?lang=ru&issue=83) (дата обращения 09 12 2018).
45. Schmidt A. A. Полунатурное моделирование беспилотных летательных аппаратов типа мультикоптер [Электронный ресурс] // *Труды МАИ*. 2017. № 92. URL:[http://trudymai.ru/upload/iblock/19a/gogolev\\_rus.pdf?lang=ru&issue=92](http://trudymai.ru/upload/iblock/19a/gogolev_rus.pdf?lang=ru&issue=92) (дата обращения 09 12 2018).
46. Свердлов С. З. О компоновке многороторного беспилотного вертолета (мультикоптера) // *Вестник Вологодского государственного университета. Серия: Технические науки*. 2018. № 2. С. 20–24.
47. Свердлов С. З. Продолжительность полета электрического беспилотного вертолета // *Вестник Вологодского государственного университета. Серия: Технические науки*. 2015. № 1 (5). С. 1–16.
48. Свердлов С. З. Выбор оптимального аккумулятора для многороторного беспилотного вертолета (мультикоптера) [Электронный ресурс] // *Инженерный журнал: наука и инновации*. 2017. № 5 (65). URL:<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-5-1616>. (дата обращения 27 05 2020).
49. Bershadsky D., Naviland S., Johnson E. N. Electric multicopter UAV propulsion system sizing for performance prediction and design optimization // *57th*

AIAA/ASCE/ AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference (4–8 January 2016, San Diego, California, USA). Virginia, 2016. Vol. 1. P. 1–22.

50. Szafranski G., Czyba R., Blachuta M. Modelling and identification of electric propulsion system for multicopter unmanned aerial vehicle design // 2014 International Conference on Unmanned Aircraft System. Orlando, 2014. P. 470–476.

51. Kim M., Joo H., Jang B. Conceptual multicopter sizing and performance analysis via component database // 2017 Ninth International Conference on Ubiquitous and Future Networks (ICUFN). Milan, 2017. Vol. 7. P. 105–109.

52. Multicopter Sizing Methodology with Flight Time Estimation / M. Biczyski, R. Sehab, J. F. Whidborne, G. Krebs, P. Luk // Journal of Advanced Transportation. 2020. V. 2020. Article ID. 9689604.

53. Gatti M., Giulietti F. Preliminary design analysis methodology for electric multicopter // International Federation of Automatic Control Proceedings. 2013. Vol. 46 (30). P. 58–63.

54. Zulu A., John S.A Review of control algorithms for autonomous quadrotors // Open Journal of Applied Sciences. 2014. Vol. 4. P. 547–556.

55. Арзамасцев А. А., Крючков А. А. Математические модели для инженерных расчетов летательных аппаратов мультироторного типа (часть 1) // Вестник ТГУ. 2014. Т. 19. № 6. С. 1821–1828.

56. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры (с Изменением N 1) : межгосударственный стандарт : издание официальное : утвержден и введен в действие Постановлением Государственного комитета СССР по стандартам от 27.02.81 № 145 : введен взамен ГОСТ 4401-73 : дата введения 1982-07-01. — Москва: ИПК Издательство стандартов, 1982. – 181 с.

57. UAV Batteries [Электронный ресурс] // Rc hobby battery & uav battery & FPV lipo battery. URL:<https://www.genstattu.com/tattu-uav-battery.html> (дата обращения 26 05 2020).

58. Юрьев Б. Н. Избранные труды. Т.1: Воздушные винты. Вертолеты. М. : Изд. АН СССР, 1961. 553 с.

59. Экспериментальное исследование зависимости характеристик воздушного винта от числа Рейнольдса / А. В. Липин, С. П. Остроухов, С. В. Серохвостов, М. В. Устинов, Я. Ш. Флакман, А. В. Шустов // Ученые записки ЦАГИ. 2007. № 3–4. С. 102–110.

60. Brandt J. B., Selig M. S. Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers // Proc. of the 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting. – Orlando, 2011. Vol. 1255. P. 1–18.

61. Герасимов О. В., Криницкий Б. С. Расчет воздушного винта беспилотного летательного аппарата с учетом числа Рейнольдса и степени редукции // Научный вестник МГТУ ГА. 2014. № 200. С. 79–85.

62. Юрьев Б. Н. Аэродинамический расчет вертолетов. М. : Государственное издательство оборонной промышленности, 1956. 559 с.

63. Обуховский А. Д. Аэродинамика воздушного винта: учебное пособие. Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2009. 80 с.

64. Ромасевич В. Ф. Аэродинамика и динамика полета вертолетов: учебник. М. : Воениздат, 1982. 487 с.

65. Airfoil Tools [Электронный ресурс] // Airfoil Tools URL:<http://airfoiltools.com/> (дата обращения 07.03.2019).

66. XFOIL — Subsonic Airfoil Development System [Электронный ресурс] // MIT – Massachusetts Institute of Technology. URL: <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil> (дата обращения: 15.03.2020).

67. APC Propeller Performance Data. [Электронный ресурс] // APC Propellers. URL: <https://www.apcprop.com/technical-information/performance-data/> (дата обращения 07.03.2019).

68. Bresciani T. Modelling, identification and control of a quadrotor helicopter. Lund : Department of Automatic Control, Lund University, 2008. 184 p.

69. Pittman Servo Motor Application Notes, Pittman [Электронный ресурс] // HYPERLINK ["https://www.haydonkerkpittman.com/-/media/ametekhaydonkerk/downloads/technical%20documents/pittman%20technical%20en](https://www.haydonkerkpittman.com/-/media/ametekhaydonkerk/downloads/technical%20documents/pittman%20technical%20en) (дата обращения 07.02.2020).

70. Кенио Т., Нагамори С. Двигатели постоянного тока с постоянными магнитами / перевод с англ. А.Ю. Черкашина. М. : Энергоатомиздат, 1989. 180 с.
71. T-Motor [Электронный ресурс] // T-MOTORE Store. URL:<https://store-en.tmotor.com/> (дата обращения 26 05 2020).
72. Wenzhou tarot aviation technology co. [Электронный ресурс] // TAROT: Flying model airplane. URL:<http://www.tarotrc.com/?Lang=en> (дата обращения 26 05 2020).
73. Datasheet Battery [Электронный ресурс] // Документация MATLAB на русском языке. URL: <https://docs.exponenta.ru/autoblks/ref/datasheetbattery.html> (дата обращения 27.02.2020).
74. Бранец В. Н., Шмыглевский И. П. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. М. : Наука, 1992. 280 с.
75. Bouabdallah S. Design and control of quadrotors with application to autonomous flying : PhD Thesis. Lausanne, Switzerland, 2007. 155 p.
76. Naidoo Y., Stopforth R., Bright G. Quad-rotor unmanned aerial vehicle helicopter modelling and control // International Journal of Advanced Robotic Systems. 2011. Vol. 8 (4). P. 139–149.
77. Schmidt M. D. Simulation and control of a quadrotor unmanned aerial vehicle // University of Kentucky Master's Theses. Lexington, 2011. P. 93.
78. Real-time stabilization of a quadrotor UAV: nonlinear optimal and suboptimal control / O. Santos, H. Romero, S. Salazar, R. Lozano // Journal of Intelligent and Robotic Systems. 2013. Vol. 70 (1–4). P. 79–91.
79. Li T., Zhang Y., Gordon B. W. Passive and active nonlinear fault tolerant control of a quadrotor unmanned aerial vehicle based on the sliding mode control technique // Journal of Systems and Control Engineering. 2013. Vol. 227. P. 12–23.
80. Spurgeon S. K. Sliding mode control: a tutorial [Электронный ресурс] // European control conf. (ECC 2014). (Strasbourg, France, June 25-27, 2014). URL:[https://kar.kent.ac.uk/41730/1/sliding\\_mode.pdf](https://kar.kent.ac.uk/41730/1/sliding_mode.pdf) (дата обращения 17.05.2020)



81. Ющенко А. С., Лебедев К. Р., Забихафар С. Х. Система управления квадрокоптером на основе адаптивной нейронной сети // Наука и Образование. 2017. № 7. С. 262–277.

82. Krstic M., Kanellakopoulos I., Kokotovic P. V. Nonlinear and adaptive control design. N.Y. : Wiley, 1995. 563 p.

83. Bouabdallah S., Siegwart R. Backstepping and sliding-mode techniques applied to an indoor micro Quadrotor // 2005 IEEE International Conference on Robotics and Automation (18–12 april, 2009, Spain). Spain, 2005. P. 2247–2252.

84. Trajectory tracking control of a quad-rotor UAV based on command filtered backstepping / X. Gong, Y. Bai, C. Peng, C. Zhao, Y. Tian // 2012 Third International conference on Intelligent Control and Information Processing (ICICIP) (15-17 July 2012, Dalian, China). Dalian, 2012. P. 179–184.

85. Глазков Т. В., Голубев А. Е. Отслеживание программного изменения углового положения квадрокоптера // Математика и математическое моделирование. 2017. № 5. С. 15–28.

86. Backstepping sliding mode controller improved with fuzzy logic: Application to the quadrotor helicopter / S. Zeghlache, D. Saigaa, K. Kara, A. Harrag, A. Bouguerra // Archives of Control Sciences. 2012. Vol. 22. № 3. P. 315–342

87. Huo X., Huo M., Karimi H. R. Attitude stabilization control of a quadrotor UAV by using backstepping approach // Mathematical problems in engineering. 2014. Vol. 2014. Article ID 749803.

88. Liu Y., Ma J., Tu H. Robust command filtered adaptive backstepping control for a quadrotor aircraft // Journal of control science and engineering. 2018. Vol. 2018. Article ID 1854648.

89. Гэн К., Чулин Н. А. Алгоритм наведения движения для квадрокоптера с возможностью облета препятствий и отслеживания запланированного маршрута на основе управления нормальным ускорением // Проблемы современной науки и образования. 2016. № 31 (73). С. 6–28.

90. Backstepping-based inverse optimal attitude control of quadrotor: regular paper / A. Honglei, L. Jie, W. Jian, W. Jianwen, M. Hongxu // *International Journal of Advanced Robotic Systems*. 2013. Vol. 10. Article 223.
91. Command Filtered Backstepping / J. A. Farrell, M. Polycarpou, M Sharma, W. Dong // *IEEE Transactions on Automatic Control*. 2009. Vol. 54 (6). P. 1391–1395.
92. Бесекерский В. А., Попов Е.П. Теория систем автоматического регулирования : издание третье исправленное. М. : Наука, 1975. 768 с
93. Ardupilot Flight Modes [Электронный ресурс] // Open source drone software. URL:<https://ardupilot.org/copter/docs/flight-modes.html> (дата обращения 08.08.2020)
94. Advanced modeling with a Symbolic based approach Application to the modeling, control design and real-time control and HIL simulation of a quadrotor helicopter / N. Gachadoit, A. El. Hadri, A. Benallegue, A. Seba, B. Vidalie. // *ERTS2 2010, Embedded Real Time Software & Systems (Toulouse, France, May 2010)*. 2010. Art. 022 Гоголев 439
95. Белоконь С. А., Золотухин Ю. Н., Филиппов М. Н. Архитектура комплекса полунатурного моделирования систем управления летательными аппаратами. // *Автометрия*. 2017. Т. 53. № 4. С. 44–50.
96. Автопилот Pixhawk PX4, подключение к симулятору Modes [Электронный ресурс] // *PX4 Development Guide (v1.9.0)*. URL:<https://dev.px4.io/v1.9.0/en/simulation/hitl.html> (дата обращения: 04.03.2020)
97. Бранец В. Н., Шмыглевский И.П. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. М. : Наука, 1973. 320 с
98. Яворский Б. М., Детлаф А. А. Справочник по Физике. М. : Наука, 1977. 942 с
99. Исаев А. М., Исаев М. А., Адамчук А. С. Программный модуль системы предупреждения и предотвращения критических режимов полета при работе беспилотных летательных аппаратов // *Информационные технологии интеллектуальной поддержки принятия решений: труды VI Всероссийской*

научной конференции (Май 28-31, Уфа-Ставрополь). Уфа–Ставрополь, 2018. С. 94–99.

100. Гусейнов А. Б. Методика структурно-параметрического синтеза конструктивно-компоновочного облика беспилотного летательного аппарата [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2011. № 49. URL:<https://readera.org/metodika-strukturno-parametricheskogo-sinteza-konstruktivno-komponovochного-14326529> (дата обращения 07 04 2020).

101. Федеральная целевая программа № 05.578.21.0270 «Разработка роботизированного беспилотного летательного аппарата мультироторного типа с использованием бесплатформенной инерциальной навигационной системы» (шифр заявки 2018-14-000-0001-255) : утв. Министерством науки и высшего образования Российской Федерации от 20.12.2018 // URL:[http://www.fcpir.ru/participation\\_in\\_program/contracts/05.578.21.0270/](http://www.fcpir.ru/participation_in_program/contracts/05.578.21.0270/) (дата обращения: 14.08.2020).

102. Свидетельство 2018664384. Моделирование вертикального и горизонтального движения беспилотного летательного аппарата мультироторного типа – квадрокоптер / А. М. Исаев, А. С. Адамчук, М. А. Исаев, Д. Б. Таникеев, правообладатель Исаев А. М. (RU) № 2018618509 Заявл. 03.08.2018 ; опубл. 15.11.2019. – 0,0751 Мб

103. Свидетельство 2019619475. Имитационная модель мультироторного БЛА / А. М. Исаев, М. А. Исаев, Г. И. Линец, С. В. Мельников ; правообладатель ФГБОУ ВО Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Северо-Кавказский федеральный университет» (RU). № 2019618010. Заявл. 04.07.2019 ; опубл. 17.07.2019. – 0,113 Мб

104. Свидетельство 2020613362. Программный модуль компенсации ошибок определения истинного местоположения радиус вектора положения РБЛА / В. А. Миронов, А. М. Исаев, М. А. Исаев, И. В. Стручков, С. В. Мельников, А. Д. Бушуров, Р. А. Воронкин, Д. С. Елагин, Е. И. Парменов ; правообладатель ФГБОУ ВО Федеральное государственное автономное

образовательное учреждение высшего образования «Северо-Кавказский федеральный университет» (RU). № 202061250. Заявл. 11.03.2020 ; опубл. 13.03.2020. – 0,232 Мб

105. Свидетельство 2020613445. Имитационная модель идентификации закона распределения случайных величин в трансферных каналах связи / Г. И. Линец, С. В. Мельников, Д. А. Михайлов, А. М. Исаев ; правообладатель ФГБОУ ВО Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Северо-Кавказский федеральный университет» (RU). № 2020612505. Заявл. 11.03.2020 ; опубл. 16.03.2020. – 0,84 Мб

106. Свидетельство 2020613742. Программный модуль компенсации ошибок определения скорости РБЛА / В. А. Миронов, А. М. Исаев, М. А. Исаев, И. В. Стручков, С. В. Мельников, А. Д. Бушуров, Р. А. Воронкин, Д. С. Елагин, Е. И. Парменов; правообладатель ФГБОУ ВО Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Северо-Кавказский федеральный университет» (RU). № 2020612504. Заявл. 11.03.2020 ; опубл. 23.03.2020. – 0,191 Мб

107. Свидетельство 2020614042. Имитационная модель определения оптимальных порогов классификации состояния трансферного канала при распределении случайных величин по закону Райса / Г. И. Линец, С. В. Мельников, Д. А. Михайлов, А. М. Исаев; правообладатель ФГБОУ ВО Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Северо-Кавказский федеральный университет» (RU). № 2020612667. Заявл. 11.03.2020 ; опубл. 25.03.2020. – 0,232 Мб

108. Свидетельство 2020614250. Имитационная модель определения оптимальных порогов классификации состояния трансферного канала при распределении случайных величин по закону Накагами / Г. И. Линец, С. В. Мельников, Д. А. Михайлов, А. М. Исаев ; правообладатель ФГБОУ ВО Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего

образования «Северо-Кавказский федеральный университет» (RU). №  
2020612518. Заявл. 11.03.2020 ; опубл. 27.03.2020. – 0,93 Мб

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Автопилот Pixhawk PX4, подключение к симулятору Modes [Электронный ресурс] // PX4 Development Guide (v1.9.0) : [сайт]. – Режим доступа: <https://dev.px4.io/v1.9.0/en/simulation/hitl.html> (дата обращения: 04.03.2020)
2. Алешин, Б. С. Типы беспилотных летательных аппаратов / Б. С. Алешин, В. Л. Суханов, В. М. Шибяев, А. Г. Шнырев // Межотраслевой альманах. – 2014. – № 46. – С. 32–37.
3. Аралбаев, Т. З. Мониторинг транспортных средств в охраняемой зоне промышленных объектов нефтегазодобычи на основе глубокой нейронной сети Yolo / Т. З. Аралбаев, Р. М. Алиев, Р. Р. Галимов, А. Д. Коннов // Прогрессивные технологии в транспортных системах : сб. материалов XIV Междунар. науч.-практ. конф. (20-22 нояб. 2019 г., Оренбург) / М-во науки и высш. образования Рос. Федерации. – Оренбург: ОГУ, 2019. – С. 22–27.
4. Арзамасцев, А. А. Математические модели для инженерных расчетов летательных аппаратов мультироторного типа (часть 1) / А. А. Арзамасцев, А. А. Крючков // Вестник ТГУ. – 2014. – Т. 19. – № 6. – С. 1821–1828.
5. Баженов, А. В. Применение БЛА для радиолокационного поиска аварийных судов / А. В. Баженов, Н. В. Гривенная, А. М. Исаев, С. В. Мельников // Системы управления, связи и безопасности. – 2020. – № 2. – С. 212–230.
6. Белинская, Ю. С. Управление четырехвинтовым вертолетом / Ю. С. Белинская, В. Н. Четвериков // Наука и образование. – 2012. – № 5. – С. 157–171.
7. Белоконь, С. А. Архитектура комплекса полунатурного моделирования систем управления летательными аппаратами / С. А. Белоконь, Ю. Н. Золотухин, М. Н. Филиппов // Автометрия. – 2017. – Т. 53. – № 4. – С. 44–50.

8. Бесекерский, В. А. Теория систем автоматического регулирования : издание третье исправленное / В. А. Бесекерский, Е. П. Попов. – М. : Наука, 1975. – 768 с
9. Бранец, В. Н. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем / В. Н. Бранец, И. П. Шмыглевский. – М. : Наука, 1992. – 280 с.
10. Бранец, В. Н. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела / Бранец В. Н. Шмыглевский И. П. – М. : Наука, 1973. – 320 с
11. Герасимов, О. В. Расчет воздушного винта беспилотного летательного аппарата с учетом числа Рейнольдса и степени редукции / О. В. Герасимов, Б. С. Криницкий // Научный вестник МГТУ ГА. – 2014. – № 200. – С. 79–85.
12. Глазков, Т. В. Отслеживание программного изменения углового положения квадрокоптера / Т. В. Глазков, А. Е. Голубев // Математика и математическое моделирование. – 2017. – № 5. – С. 15–28.
13. Гоголев, А. А. Полунатурное моделирование беспилотных летательных аппаратов типа мультикоптер [Электронный ресурс] / А. А. Гоголев // Труды МАИ. – 2017. – № 92. – Режим доступа: [http://trudymai.ru/upload/iblock/19a/gogolev\\_rus.pdf?lang=ru&issue=92](http://trudymai.ru/upload/iblock/19a/gogolev_rus.pdf?lang=ru&issue=92) (дата обращения 09 12 2018).
14. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры (с Изменением N 1) : межгосударственный стандарт : издание официальное : утвержден и введен в действие Постановлением Государственного комитета СССР по стандартам от 27.02.81 № 145 : введен взамен ГОСТ 4401-73 : дата введения 1982-07-01. — Москва: ИПК Издательство стандартов, 1982. – 181 с.
15. Гусейнов, А. Б. Методика структурно-параметрического синтеза конструктивно-компоновочного облика беспилотного летательного аппарата [Электронный ресурс] / А. Б. Гусейнов // Труды МАИ. – 2011. – № 49. – Режим доступа: <https://readera.org/metodika-strukturno-parametricheskogo-sinteza-konstruktivno-komponovochnogo-14326529> (дата обращения 07 04 2020).

16. Гэн, К. Алгоритм наведения движения для квадрокоптера с возможностью облета препятствий и отслеживания запланированного маршрута на основе управления нормальным ускорением / К. Гэн, Н. А Чулин // Проблемы современной науки и образования. – 2016. – № 31 (73). – С. 6–28.

17. Дьяконов, Д. А. Понятие и определение интегральных лётно-технических характеристик дистанционно пилотируемого вертолётного малого класса / Д. А. Дьяконов // Перспективы развития и применения комплексов с беспилотными летательными аппаратами: сб. докладов и статей по материалам II науч.-практ. конф. – Коломна, 2017. – С. 61–68.

18. Жаринов, Д. А. О возможности применения беспилотных летательных аппаратов для охраны военных аэродромов / Д. А. Жаринов // Воздушно-космические силы. Теория и практика. – 2018. – № 5. – С. 54–59.

19. Исаев, А. М. Математическое моделирование вертикального движения мультироторного беспилотного летательного аппарата / А. М. Исаев, А. С. Адамчук, С. Р. Амироков // Современная наука и инновации. – 2017. – Т. 18. – № 2. – С. 65–71.

20. Исаев, А. М. Программно-аппаратный комплекс имитационного моделирования полета мультироторного БЛА / А. М. Исаев, Г. И. Линец, М. А. Исаев, С. В. Мельников // Инфокоммуникационные технологии. – 2020. – Т. 18. – № 2. – С.177–187.

21. Исаев, А. М. Программный модуль системы предупреждения и предотвращения критических режимов полета при работе беспилотных летательных аппаратов / А. М. Исаев, М. А. Исаев, А. С. Адамчук // Информационные технологии интеллектуальной поддержки принятия решений: труды VI Всероссийской научной конференции (Май 28-31, Уфа-Ставрополь). – Уфа–Ставрополь, 2018. – С. 94–99.

22. Исаев, А. М. Численный метод управления динамикой вращательного движения мультироторного беспилотного летательного аппарата / А. М. Исаев, Г. И. Линец, М. А. Исаев // Инфокоммуникационные технологии. – 2020. – Т. 19. – № 3. – С.163–173.



23. Исаев, М. А. Алгоритм начальной инициализации кватерниона пространственной ориентации в параметрах Родрига-Гамильтона / М. А. Исаев, А. М. Исаев, Н. В. Кудинов, Р. С. Мироненко // Вестник Донского государственного технического университета. – 2018. – № 2. – С. 238–245.

24. Исследование операций. Т. 1 / Под ред. Дж. Моудера, С. Элмаграби. – М. : Мир, 1981. – 712 с.

25. Камера с подвесом X30TM [Электронный ресурс] // Официальный магазин DJI в России : [сайт]. – Режим доступа: <https://4vision.ru/products/x30tm.html> (дата обращения 15 05 2020).

26. Камера HD с 18x зум-объективом и тепловизор 640x480 (50Гц) на подвесе [Электронный ресурс] // Российские беспилотники: [сайт]. – Режим доступа: <https://russiadrone.ru/catalog/poleznaya-nagruzka/girostabilizirovannyye-podvesy/hd-kamera-s-18kh-zum-obektivom-i-teplovizor-640kh480-50gts-na-podvese/> (дата обращения 15 05 2020).

27. Квадрокоптер COEX Пеликан [Электронный ресурс] // Коптер Экспресс: [сайт]. – Режим доступа: <https://ru.coex.tech/pelican> (дата обращения 10.02.2020).

28. Кенио Т. Двигатели постоянного тока с постоянными магнитами / перевод с англ. А. Ю. Черкашина. – М. : Энергоатомиздат, 1989. – 180 с.

29. Комплекс «ФЕНИКС» на базе беспилотного летательного аппарата квадрокоптерного типа [Электронный ресурс] // БГ Оптикс. Интеллектуальные системы и технологии для надёжной охраны объектов и территорий: [сайт]. – Режим доступа: <https://bg-optics.ru/phoenix.html> (дата обращения 10.02.2020).

30. Комплекс контроля прилегающей территории на основе беспилотного летательного аппарата «Альбатрос П2» [Электронный ресурс] // Стилфсофт. Российский разработчик и производитель комплексных систем безопасности: [сайт]. – Режим доступа: <https://stilsoft.ru/products/albatros-2-p/> (дата обращения 10.02.2020).

31. Лебедев, А. А. Динамика полета / А. А. Лебедев, Л. С. Чернобровкин. – М. : Машиностроение, 1973. – 616 с.

32. Линец, Г. И. Алгоритм определения начальных координат роботизированного беспилотного летательного аппарата в условиях искажения навигационного поля / Г. И. Линец, С. В. Мельников, О. Х. Шаяхметов, А. М. Исаев, М. А. Исаев // Современная наука и инновации. – 2020. – № 2 (30). – С. 8–20.

33. Липин, А. В. Экспериментальное исследование зависимости характеристик воздушного винта от числа Рейнольдса / А. В. Липин, С. П. Остроухов, С. В. Серохвостов, М. В. Устинов, Я. Ш. Флакман, А. В. Шустов // Ученые записки ЦАГИ. – 2007. – № 3–4. – С. 102–110.

34. Матвеев, А. В. Сопровождающее моделирование в процессе летных испытаний беспилотных летательных аппаратов / А. В. Матвеев, А. А. Махуков // Труды МАИ. – 2012. – № 45. – С. 1–18.

35. Обуховский, А. Д. Аэродинамика воздушного винта: учебное пособие / А. Д. Обуховский. – Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2009. – 80 с.

36. Огольцов, И. И. Разработка математической модели пространственного полета квадрокоптера [Электронный ресурс] / И. И. Огольцов, Н. Б. Рожнин, В. В. Шеваль // Труды МАИ. – 2015. – № 83. – Режим доступа: [http://trudymai.ru/upload/iblock/f0b/ogoltsov\\_rozhnin\\_sheval\\_rus.pdf?lang=ru&issue=83](http://trudymai.ru/upload/iblock/f0b/ogoltsov_rozhnin_sheval_rus.pdf?lang=ru&issue=83) (дата обращения 09 12 2019).

37. Патент на изобретение 2678381 Российская Федерация, МПК В64F 1/00 (2006.01), H02J 7/00 (2006.01), В64С 39/00 (2006.01), E04H 6/44 (2006.01), СПК В64F 1/00 (2018.08), В64С 39/00 (2018.08), E04H 6/44 (2018.08). Стартовый контейнер / С. М. Исаев, А. М. Исаев, Е. Н. Михальченко, А. А. Сазанов, Д. Б. Таникеев ; патентообладатель Общество с ограниченной ответственностью «Стилсофт» (RU). № 2018116224. Заявл. 28.01.18 ; опубл. 28.04.2019. – Бюл. № 4.

38. Патент на изобретение 2722521 Российская Федерация, МПК G05D 1/06 (2006.01), H04B 1/3827 (2015.01), G06T 7/55 (2017.01), G01B 11/00 (2006.01), В64F 1/00 (2006.01), СПК G05D 1/00 (2020.02), G06T 7/55 (2020.02), G01B 11/00 (2020.02), В64F 1/00 (2020.02). Способ точной посадки беспилотного летательного аппарата на посадочную платформу / Ю. П. Стоянов, А. М. Исаев, Е. И. Фоминов,

А. А. Сазанов ; патентообладатель Общество с ограниченной ответственностью «Стилсофт» (RU). № 2019128893. Заявл. 19.09.19 ; опубл. 01.06.2020. – Бюл. № 16.

39. Патент на полезную модель 198994 Российская Федерация, МПК G01S 19/21, G01C 21/20, H04B 17/309. Устройство определения факта искажения навигационного поля и идентификации помехового воздействия на приемник роботизированного беспилотного летательного аппарата / Линец Г. И., Сагдеев К. М., Мельников С. В., Ширяев Е. М., Исаев А. М., Исаев М. А., Гранкин В. В.; патентообладатель Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Северо-Кавказский федеральный университет» (RU). № 2019140798. Заявл. 10.12.19 ; опубл. 06.08.2020. – Бюл. № 22.

40. Ромасевич, В. Ф. Аэродинамика и динамика полета вертолетов: учебник / В. Ф. Ромасевич. – М. : Воениздат, 1982. – 487 с.

41. Сагдеев, К. М. Способ определения факта искажения навигационного поля и идентификации помехового воздействия на приемник РБЛА / К. М. Сагдеев, Г. И. Линец, С. В. Мельников, А. М. Исаев, М. А. Исаев // Инфокоммуникационные технологии. – 2020. – Т. 18. – № 2. – С.166–177.

42. Свердлов, С. З. Выбор оптимального аккумулятора для многороторного беспилотного вертолета (мультикоптера) [Электронный ресурс] / С. З. Свердлов // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2017. – № 5 (65). – Режим доступа: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-5-1616>. (дата обращения 27 05 2020).

43. Свердлов, С. З. О компоновке многороторного беспилотного вертолета (мультикоптера) / С. З. Свердлов // Вестник Вологодского государственного университета. Серия: Технические науки. – 2018. – № 2. – С. 20–24.

44. Свердлов, С. З. Продолжительность полета электрического беспилотного вертолета / С. З. Свердлов // Вестник Вологодского государственного университета. Серия: Технические науки. – 2015. – № 1 (5). – С. 1–16.

45. Свидетельство 2018664384. Моделирование вертикального и горизонтального движения беспилотного летательного аппарата мультироторного типа – квадрокоптер / А. М. Исаев, А. С. Адамчук, М. А. Исаев, Д. Б. Таникеев, правообладатель Исаев А. М. (RU) № 2018618509 Заявл. 03.08.2018 ; опубл. 15.11.2019. – 0,0751 Мб

46. Свидетельство 2019619475. Имитационная модель мультироторного БЛА / А. М. Исаев, М. А. Исаев, Г. И. Линец, С. В. Мельников ; правообладатель ФГБОУ ВО Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Северо-Кавказский федеральный университет» (RU). № 2019618010. Заявл. 04.07.2019 ; опубл. 17.07.2019. – 0,113 Мб

47. Свидетельство 2020613362. Программный модуль компенсации ошибок определения истинного местоположения радиус вектора положения РБЛА / В. А. Миронов, А. М. Исаев, М. А. Исаев, И. В. Стручков, С. В. Мельников, А. Д. Бушуров, Р. А. Воронкин, Д. С. Елагин, Е. И. Парменов ; правообладатель ФГБОУ ВО Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Северо-Кавказский федеральный университет» (RU). № 202061250. Заявл. 11.03.2020 ; опубл. 13.03.2020. – 0,232 Мб

48. Свидетельство 2020613445. Имитационная модель идентификации закона распределения случайных величин в транссионосферных каналах связи / Г. И. Линец, С. В. Мельников, Д. А. Михайлов, А. М. Исаев ; правообладатель ФГБОУ ВО Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Северо-Кавказский федеральный университет» (RU). № 2020612505. Заявл. 11.03.2020 ; опубл. 16.03.2020. – 0,84 Мб

49. Свидетельство 2020613742. Программный модуль компенсации ошибок определения скорости РБЛА / В. А. Миронов, А. М. Исаев, М. А. Исаев, И. В. Стручков, С. В. Мельников, А. Д. Бушуров, Р. А. Воронкин, Д. С. Елагин, Е. И. Парменов; правообладатель ФГБОУ ВО Федеральное государственное

автономное образовательное учреждение высшего образования «Северо-Кавказский федеральный университет» (RU). № 2020612504. Заявл. 11.03.2020 ; опубл. 23.03.2020. – 0,191 Мб

50. Свидетельство 2020614042. Имитационная модель определения оптимальных порогов классификации состояния трансионосферного канала при распределении случайных величин по закону Райса / Г. И. Линец, С. В. Мельников, Д. А. Михайлов, А. М. Исаев ; правообладатель ФГБОУ ВО Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Северо-Кавказский федеральный университет» (RU). № 2020612667. Заявл. 11.03.2020 ; опубл. 25.03.2020. – 0,232 Мб

51. Свидетельство 2020614250. Имитационная модель определения оптимальных порогов классификации состояния трансионосферного канала при распределении случайных величин по закону Накагами / Г. И. Линец, С. В. Мельников, Д. А. Михайлов, А. М. Исаев ; правообладатель ФГБОУ ВО Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Северо-Кавказский федеральный университет» (RU). № 2020612518. Заявл. 11.03.2020 ; опубл. 27.03.2020. – 0,93 Мб

52. Стоянов, Ю. П. Применение БЛА для охраны объектов. / Ю. П. Стоянов, А. Н. Евдокимов // Перспективы развития и применения комплексов с беспилотными летательными аппаратами : сб. докладов и статей по материалам II науч.-практ. конф. – Коломна, 2017. – С. 311–315.

53. Федеральная целевая программа № 05.578.21.0270 «Разработка роботизированного беспилотного летательного аппарата мультироторного типа с использованием бесплатформенной инерциальной навигационной системы» (шифр заявки 2018-14-000-0001-255) : утв. Министерством науки и высшего образования Российской Федерации от 20.12.2018. – Режим доступа: [http://www.fcpir.ru/participation\\_in\\_program/contracts/05.578.21.0270/](http://www.fcpir.ru/participation_in_program/contracts/05.578.21.0270/) (дата обращения: 14.08.2020).

54. Фурлет, В. А. Модель поиска подвижного объекта с помощью летательного аппарата / В. А. Фурлет, Р. Р. Шакиров // Системы обработки информации. – 2003. – № 6 (28). – С. 89–95.
55. Юрьев, Б. Н. Аэродинамический расчет вертолетов / Б. Н. Юрьев. – М. : Государственное издательство оборонной промышленности, 1956. – 559 с.
56. Юрьев, Б. Н. Избранные труды. Т.1: Воздушные винты. Вертолеты / Б. Н. Юрьев. – М. : Изд. АН СССР, 1961. – 553 с.
57. Ющенко, А. С. Система управления квадрокоптером на основе адаптивной нейронной сети / А. С. Ющенко, К. Р. Лебедев, С. Х. Забихафар // Наука и Образование. – 2017. – № 7. – С. 262–277.
58. Яворский, Б. М. Справочник по Физике / Б. М. Яворский, А. А. Детлаф. – М.: Наука, 1977. – 942 с.
59. Airfoil Tools [Электронный ресурс] // Airfoil Tools : [сайт]. – Режим доступа: <http://airfoiltools.com/> (дата обращения 07.03.2019).
60. APC Propeller Performance Data. [Электронный ресурс] // APC Propellers: [сайт]. – Режим доступа: <https://www.apcprop.com/technical-information/performance-data/> (дата обращения 07.03.2019).
61. Ardupilot Flight Modes [Электронный ресурс] // Open source drone software: [сайт]. – Режим доступа: <https://ardupilot.org/copter/docs/flight-modes.html> (дата обращения 08.08.2020)
62. Autonomous Security Drone Station H3 Dynamics [Электронный ресурс] // H3 Dynamics: [сайт]. – Режим доступа: <https://www.h3dynamics.com/security> (дата обращения 15.05.2020).
63. Beard, R. W. Quadrotor dynamics and control. Rev 01. / R. W. Beard. – Provo : Brigham Young University, 2008. – 48 p.
64. Bershadsky, D. Electric multirotor UAV propulsion system sizing for performance prediction and design optimization / D. Bershadsky, S. Haviland, E. N. Johnson // 57th AIAA/ASCE/ AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference (4–8 January 2016, San Diego, California, USA)/ American Institute of Aeronautics and Astronautics. – Virginia, 2016. – Vol. 1. – P. 1–22.

65. Biczyski, M. Multirotor Sizing Methodology with Flight Time Estimation / M. Biczyski, R. Sehab, J. F. Whidborne, G. Krebs, P. Luk // *Journal of Advanced Transportation*. – 2020. – V. 2020. – Article ID. 9689604.
66. Bouabdallah, S. Backstepping and sliding-mode techniques applied to an indoor micro Quadrotor / S. Bouabdallah, R. Siegwart // 2005 IEEE International Conference on Robotics and Automation (18–12 april, 2009, Spain). – Spain, 2005. – P. 2247–2252.
67. Bouabdallah, S. Design and control of a miniature quadrotor / S. Bouabdallah, R. Siegwart // *Advances in Unmanned Aerial Vehicles*. – 2007. – Vol. 33. – P. 171–210.
68. Bouabdallah, S. Design and control of quadrotors with application to autonomous flying : PhD Thesis / Samir Bouabdallah ; École polytechnique fédérale de Lausanne. – Lausanne, Switzerland, 2007. – 155 p.
69. Brandt, J. B. Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers / J. B. Brandt, M. S. Selig // *Proc. of the 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting (4–7 January 2011, Orlando, FL, USA)*. – Orlando, 2011. – Vol. 1255. – P. 1–18.
70. Bresciani, T. Modelling, identification and control of a quadrotor helicopter / T. Bresciani. – Lund : Department of Automatic Control, Lund University, 2008. – 184 p.
71. Datasheet Battery [Электронный ресурс] // Документация MATLAB на русском языке: [сайт]. – Режим доступа: <https://docs.exponenta.ru/autoblks/ref/datasheetbattery.html> (дата обращения 27.02.2020).
72. Farrell, J. A. Command Filtered Backstepping / J. A. Farrell, M. Polycarpou, M. Sharma, W. Dong // *IEEE Transactions on Automatic Control*. – 2009. – Vol. 54 (6). – P. 1391–1395.
73. Gachadoit, N. Advanced modeling with a Symbolic based approach Application to the modeling, control design and real-time control and HIL simulation of a quadrotor helicopter / N. Gachadoit, A. El. Hadri, A. Benallegue, A. Seba, B. Vidalie.

// ERTS2 2010, Embedded Real Time Software & Systems (Toulouse, France, May 2010). – 2010. – Art. 02269439

74. Gatti, M. Preliminary design analysis methodology for electric multirotor / M. Gatti, F. Giulietti // International Federation of Automatic Control Proceedings. – 2013. – Vol. 46 (30). – P. 58–63.

75. Gong, X. Trajectory tracking control of a quad-rotor UAV based on command filtered backstepping / X. Gong, Y. Bai, C. Peng, C. Zhao, Y. Tian // 2012 Third International conference on Intelligent Control and Information Processing (ICICIP) (15-17 July 2012, Dalian, China). – Dalian, 2012. – P. 179–184.

76. Hoffmann, G. M. Precision flight control for A multi-vehicle quadrotor helicopter testbed // G. M. Hoffmann, H. Huang, S. L. Waslander, C. J. Tomlin // Control Engineering Practice. – 2011. – Vol. 19 (9). – P. 1023–1036.

77. Hoffmann, G. M. Quadrotor helicopter flight dynamics and control: theory and experiment / G. M. Hoffmann, H. Huang, S. L. Waslander, C. J. Tomlin // Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference (20–23 aug. 2007, Hilton Head, SC.). – Hilton Head. – 2007. – Vol. 2. – P. 1670–1689.

78. Hoffmann, G. The Stanford testbed of autonomous rotorcraft for multi agent control (STARMAC) / G. Hoffmann, D. G. Rajnarayan, S. L. Waslander, D. Dostal, J. S. Jang, C. J. Tomlin // Proceedings of the 23rd digital avionics systems conference (28-28 Oct. 2004, Salt Lake City). – Salt Lake City. 2014. – Vol. 2. – P. 12.E.4–1–12.E.4–10.

79. Honglei, A. Backstepping-based inverse optimal attitude control of quadrotor: regular paper / A. Honglei, L. Jie, W. Jian, W. Jianwen, M. Hongxu // International Journal of Advanced Robotic Systems. – 2013. – Vol. 10. – Article 223.

80. Huang, H. Aerodynamics and control of autonomous quadrotor helicopters in aggressive maneuvering / H. Huang, G. M. Hoffmann, S. L. Waslander, C. J. Tomlin // 2009 IEEE International Conference on Robotics and Automation (12–17 may, 2009, Kobe, Japan). – Kobe, 2009. – P. 3277–3282.



81. Huo, X. Attitude stabilization control of a quadrotor UAV by using backstepping approach / X. Huo, M. Huo, H. R. Karimi // *Mathematical problems in engineering*. – 2014. – Vol. 2014. – Article ID 749803.

82. Index of tested LiIon batteries [Электронный ресурс] // Flashlight information: [сайт]. – Режим доступа: <https://lygte-info.dk/info/batteryIndex.html> (дата обращения 27.02.2020).

83. Isaev, A. M. Mathematical modelling of the stabilization system for a mobile base video camera using quaternions / A. M. Isaev, A. S. Adamchuk, C. P. Amirokov, M. A. Isaev, M. A. Grazhdankin // *REMS 2018 Multidisciplinary Symposium on Computer Science and ICT Proceedings of the 2018 Multidisciplinary Symposium on Computer Science and ICT (Stavropol, Russian Federation, 15 October, 2018)* / 2018. – № 2254. – P. 1–12.

84. Kim, M. Conceptual multicopter sizing and performance analysis via component database / M. Kim, H. Joo, B. Jang // *2017 Ninth International Conference on Ubiquitous and Future Networks (ICUFN) (4-7 July 2017, Milan, Italy)*. – Milan, 2017. – Vol. 7. – P. 105–109.

85. Krstic, M. Nonlinear and adaptive control design / M. Krstic, I. Kanellakopoulos, P. V. Kokotovic. – N.Y. : Wiley, 1995. – 563 p.

86. Li, T. Passive and active nonlinear fault tolerant control of a quadrotor unmanned aerial vehicle based on the sliding mode control technique / T. Li, Y. Zhang, B. W. Gordon // *Journal of Systems and Control Engineering*. – 2013. – Vol. 227. – P. 12–23.

87. Linets, G. I. Optimizing classification thresholds of status of transionospheric communication channel distributed according to rayleigh distribution law for decreased quadrocopter's positioning errors / G. I. Linets, S. V. Melnikov, M. A. Isaev, A. M. Isaev // *CEUR Workshop Proceedings : 3rd International Workshop on Young Scientist's Trends in Information Processing, YSIP3 2019 (Stavropol and Arkhyz; Russian Federation; 17 September 2019 - 20 September 2019)*. – 2019. – № 2500. – P. 1–8.

88. Linets, G. Optimization of the classification thresholds of the state of transionospheric communication channels to ensure accuracy of the positioning RBLA / G. Linets, V. Nikulin, S. Melnikov, A. Isaev // AIP Conference Proceedings. – 2019. – Vol. 2171. – Art. number 060006.

89. Liu, Y. Robust command filtered adaptive backstepping control for a quadrotor aircraft / Y. Liu, J. Ma, H. Tu // Journal of control science and engineering. – 2018. – Vol. 2018. – Article ID 1854648.

90. Luukkonen, T. Modelling and control of quadcopter / T. Luukkonen. – Espoo : Aalto University, 2011. – 26 p.

91. Mahony, R. Multirotor aerial vehicles: Modeling, estimation, and control of quadrotor / R. Mahony, V. Kumar, P. Corke // Robotics & Automation Magazine. – 2012. – Vol. 19. – P. 20 – 32.

92. Naidoo, Y. Quad-rotor unmanned aerial vehicle helicopter modelling and control / Y. Naidoo, R. Stopforth, G. Bright // International Journal of Advanced Robotic Systems. – 2011. – Vol. 8 (4). – P. 139–149.

93. Nightingale Security [Электронный ресурс] // Nightingale security: [сайт]. – Режим доступа: <https://www.nightingalesecurity.com/> (дата обращения 15.05.2020).

94. Pittman Servo Motor Application Notes, Pittman [Электронный ресурс] // Haydon, Kerk and Pittman: [сайт]. – Режим доступа: [https://www.haydonkerkpittman.com/-/media/ametekhaydonkerk/downloads/technical%20documents/pittman%20technical%20documents/dc\\_servo\\_motor\\_engineering\\_basics.pdf?la=en](https://www.haydonkerkpittman.com/-/media/ametekhaydonkerk/downloads/technical%20documents/pittman%20technical%20documents/dc_servo_motor_engineering_basics.pdf?la=en) (дата обращения 07.02.2020).

95. Pounds, P. Modelling and control of a quad-rotor robot / P. Pounds, R. Mahony, P. Corke. – Canberra : Australian National University, 2008. – 10 p.

96. Santos, O. Real-time stabilization of a quadrotor UAV: nonlinear optimal and suboptimal control / O. Santos, H. Romero, S. Salazar, R. Lozano // Journal of Intelligent and Robotic Systems. – 2013. – Vol. 70 (1–4). – P. 79–91.

97. Schmidt, M. D. Simulation and control of a quadrotor unmanned aerial vehicle / M. D. Schmidt // University of Kentucky Master's Theses. – Lexington, 2011. – P. 93.
98. Skeyetech – Autonomous drone for security [Электронный ресурс] // Azur drones: [сайт]. – Режим доступа: <https://www.azurdrones.com/product/skeyetech/> (дата обращения 15.05.2020).
99. Smart Aerial Monitoring System (SAMS) [Электронный ресурс] // Icaros. Remote sensing solutions: [сайт]. – Режим доступа: <https://icarosgeospatial.com/falcon-drone/> (дата обращения 10.02.2020).
100. Spurgeon, S. K. Sliding mode control: a tutorial [Электронный ресурс] / S. K. Spurgeon // European control conf. (ECC 2014). (Strasbourg, France, June 25-27, 2014) : [сайт]. – Режим доступа: [https://kar.kent.ac.uk/41730/1/sliding\\_mode.pdf](https://kar.kent.ac.uk/41730/1/sliding_mode.pdf) (дата обращения 17.05.2020)
101. Szafranski, G. Modelling and identification of electric propulsion system for multirotor unmanned aerial vehicle design / G. Szafranski, R. Czyba, M. Blachuta // 2014 International Conference on Unmanned Aircraft System (27–30 May 2014, Orlando, FL, USA). – Orlando, 2014. – P. 470–476.
102. Tayebi, A. Attitude stabilization of a four-rotor aerial robot / A. Tayebi, S. McGilvray // IEEE Transactions on Control Systems Technology. – 2006. – Vol. 14 (3). – P. 1216–1221.
103. T-Motor [Электронный ресурс] // T-MOTORE Store [сайт]. – Режим доступа: <https://store-en.tmotor.com/>. (дата обращения 26 05 2020).
104. UAV Batteries [Электронный ресурс] // Rc hobby battery & uav battery & FPV lipo battery [сайт]. – Режим доступа: <https://www.genstattu.com/tattu-uav-battery.html> (дата обращения 26 05 2020).
105. Wenzhou tarot aviation technology co. [Электронный ресурс] // TAROT: Flying model airplane [сайт]. – Режим доступа: <http://www.tarotrc.com/?Lang=en> (дата обращения 26 05 2020).

106. XFOIL — Subsonic Airfoil Development System [Электронный ресурс] // MIT – Massachusetts Institute of Technology : [сайт]. – 2017. – Режим доступа: <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil> (дата обращения: 15.03.2020).

107. Zeghlache, S. Backstepping sliding mode controller improved with fuzzy logic: Application to the quadrotor helicopter / S. Zeghlache, D. Saigaa, K. Kara, A. Harrag, A. Bouguerra // Archives of Control Sciences. – 2012. – Vol. 22. – № 3. – P. 315–342

108. Zulu, A. Review of control algorithms for autonomous quadrotors / A. Zulu, S. A. John // Open Journal of Applied Sciences. – 2014. – Vol. 4. – P. 547–556.

## ПРИЛОЖЕНИЕ А

(Справочное)

Структура разработанных моделей

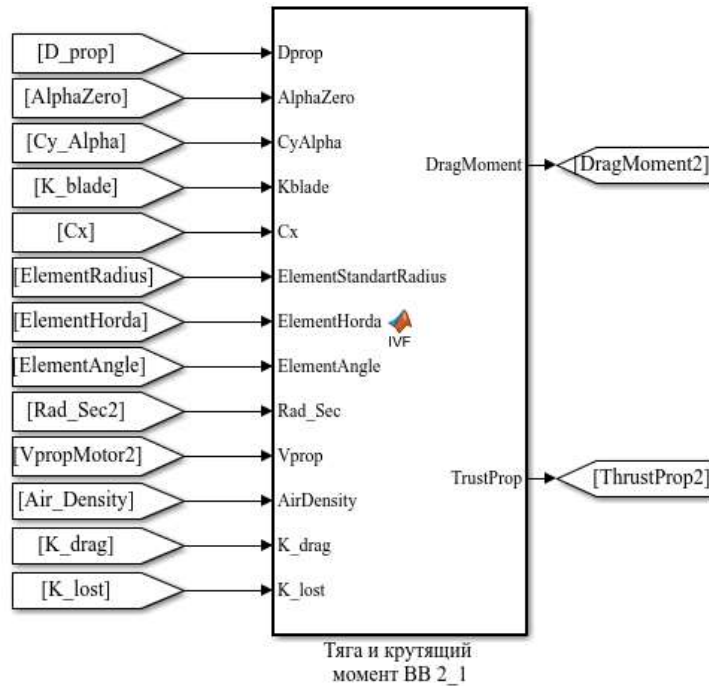


Рисунок А.1 – Внешний вид математической модели воздушного винта, реализованной в пакете Simulink программы MatLab.

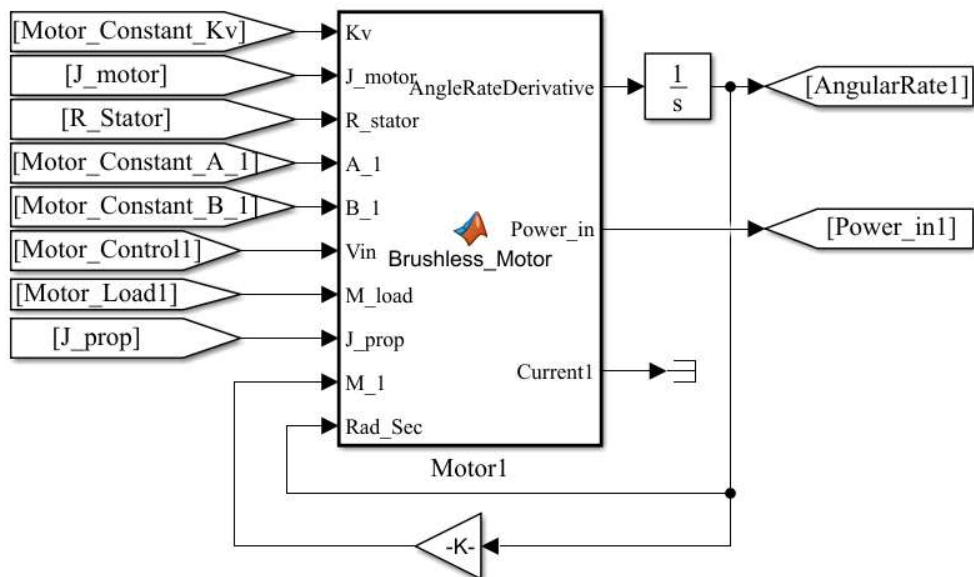


Рисунок А.2 – Внешний вид модели бесколлекторного электродвигателя, реализованной в пакете Simulink программы MatLab

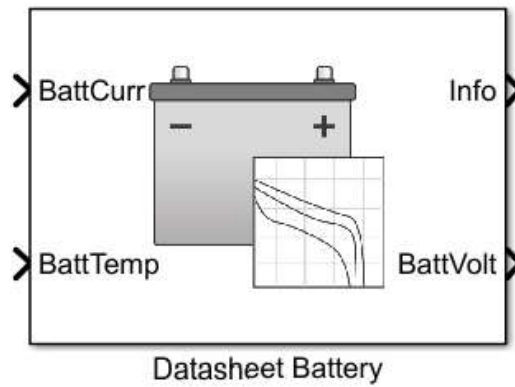


Рисунок А.3 – блок моделирования работы литий ионной, литий полимерной, кислотной свинцовой батареи программы Simulink

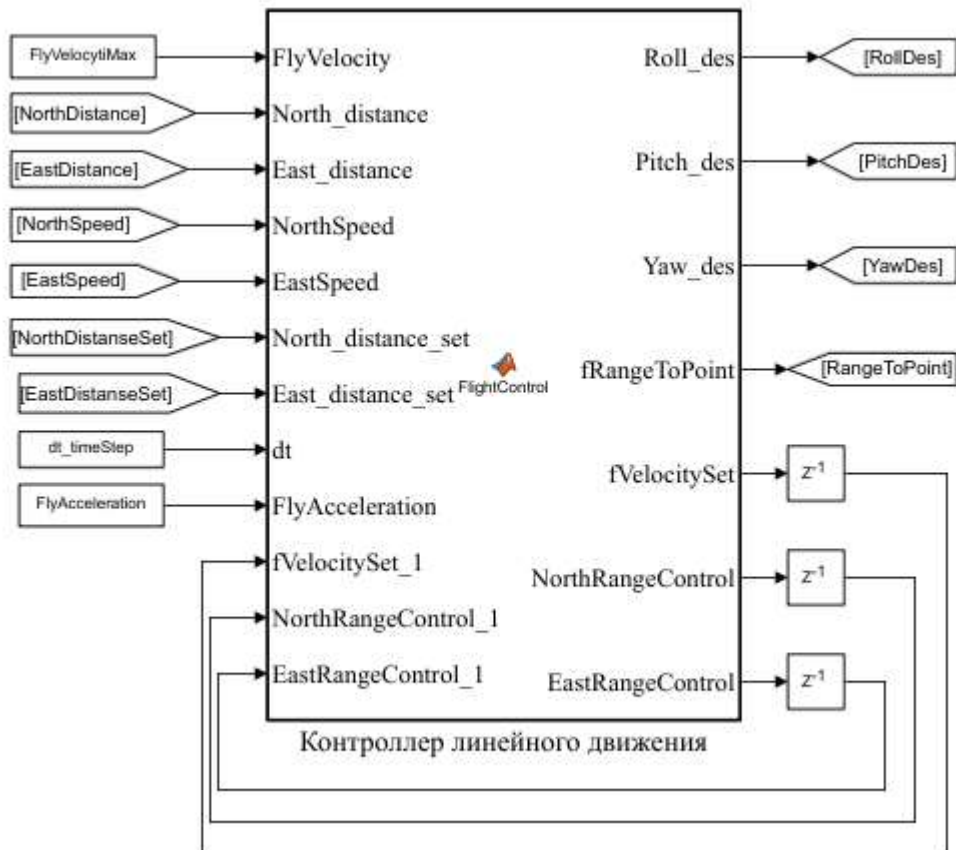


Рисунок А.4 – Структурная схема модели динамики линейного движения мультироторного БЛА

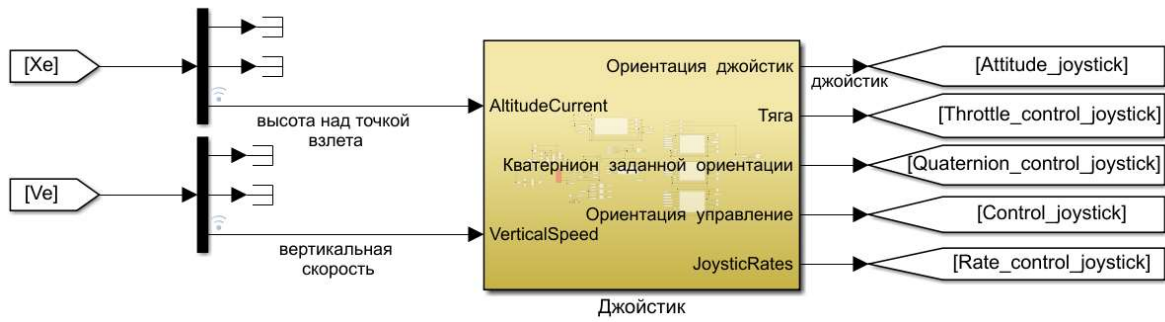


Рисунок А.5 – Структурная схема модуля управления динамикой вращательного движения мультироторного БЛА

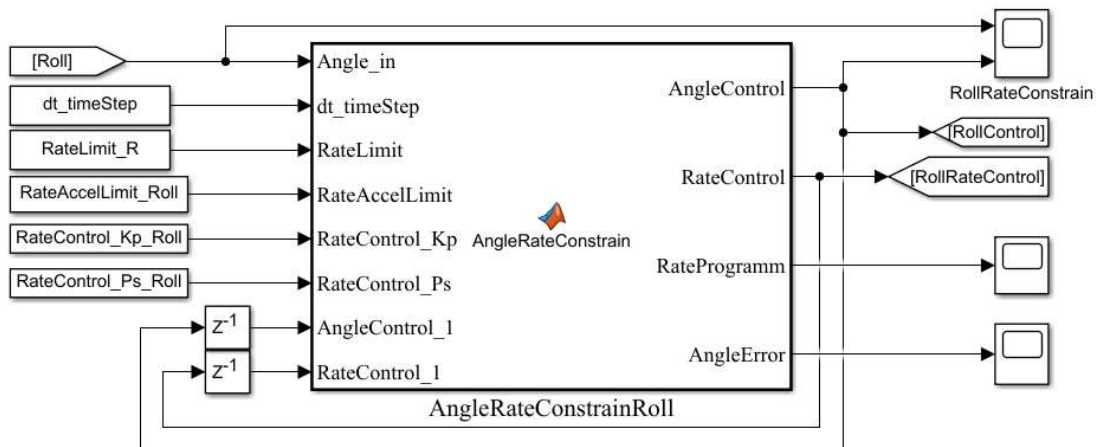


Рисунок А.6 – Структурная схема модуля формирования динамики вращательного движения по каналу крена



Рисунок А.7 – Внешний вид блока моделирования аккумуляторной батареи

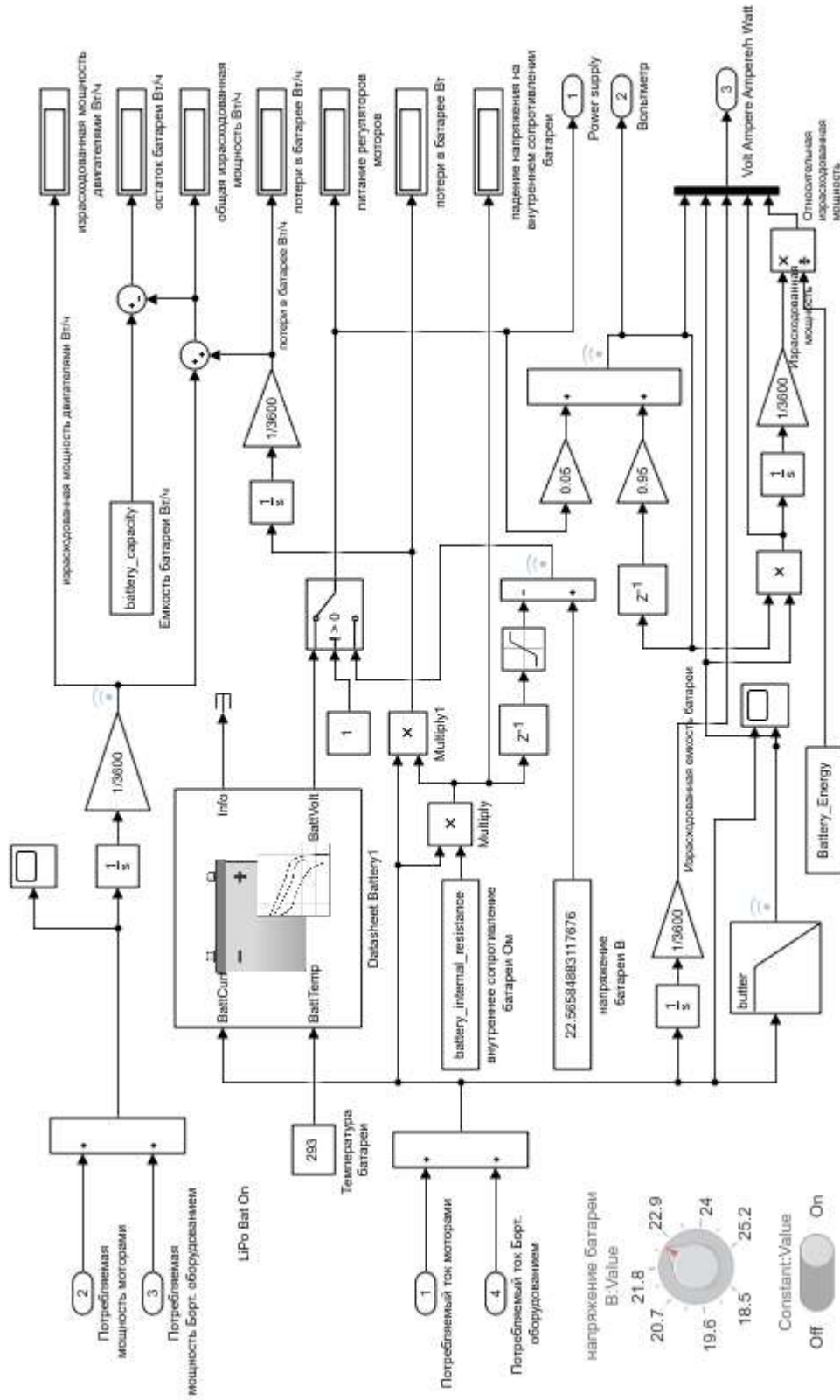


Рисунок А.8 –. Имитационная модель аккумулятора



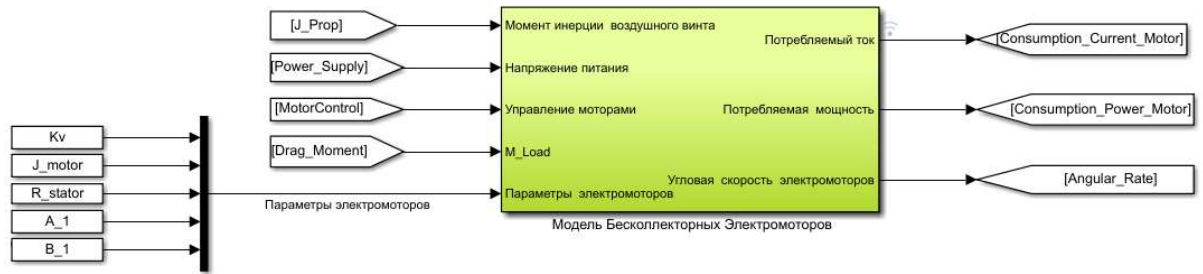


Рисунок А.9 – Внешний вид блока моделирования бесколлекторных электромоторов

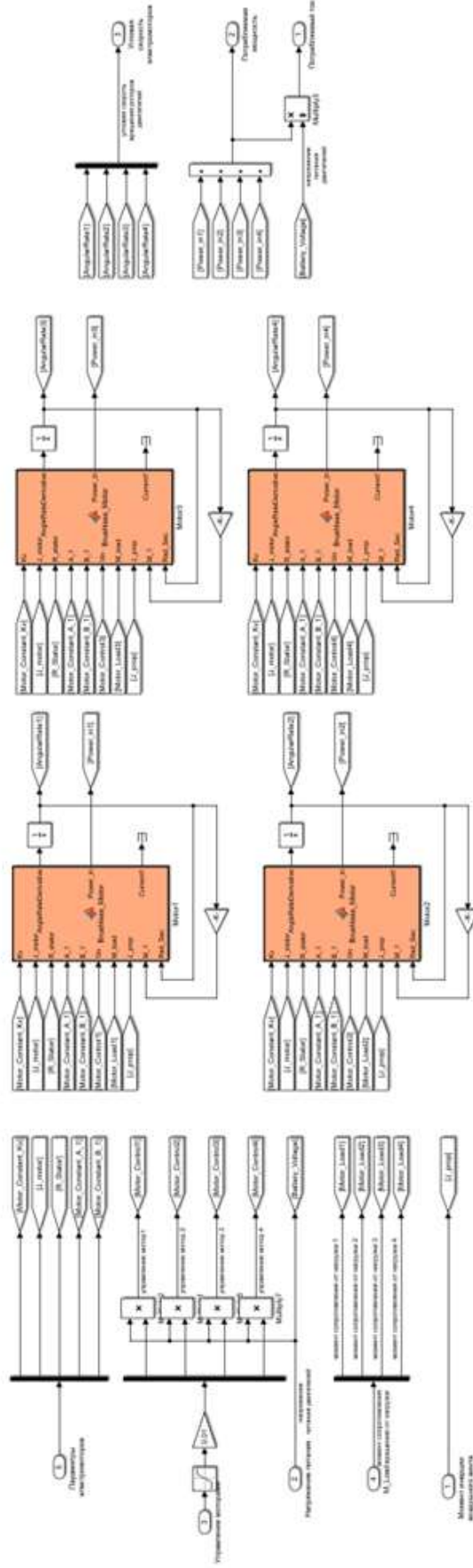


Рисунок А.10 – Структура блока моделирования бесколлекторных электромоторов

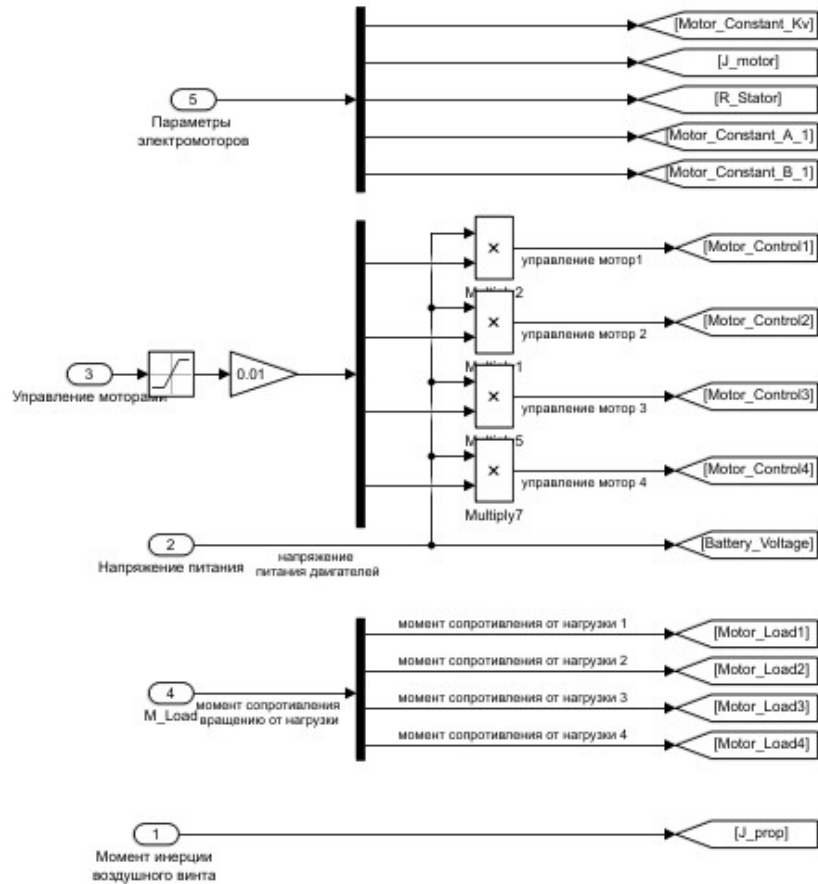


Рисунок А.11 – Внешний вид модуля распределения входных сигналов блока моделирования бесколлекторных электродвигателей

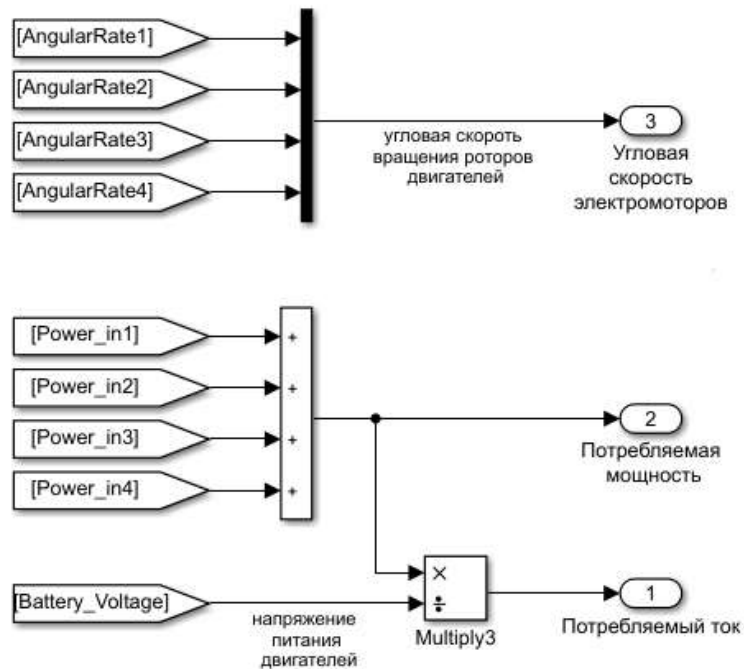


Рисунок А.12 – Внешний вид модуля формирования выходных данных блока моделирования бесколлекторных электродвигателей

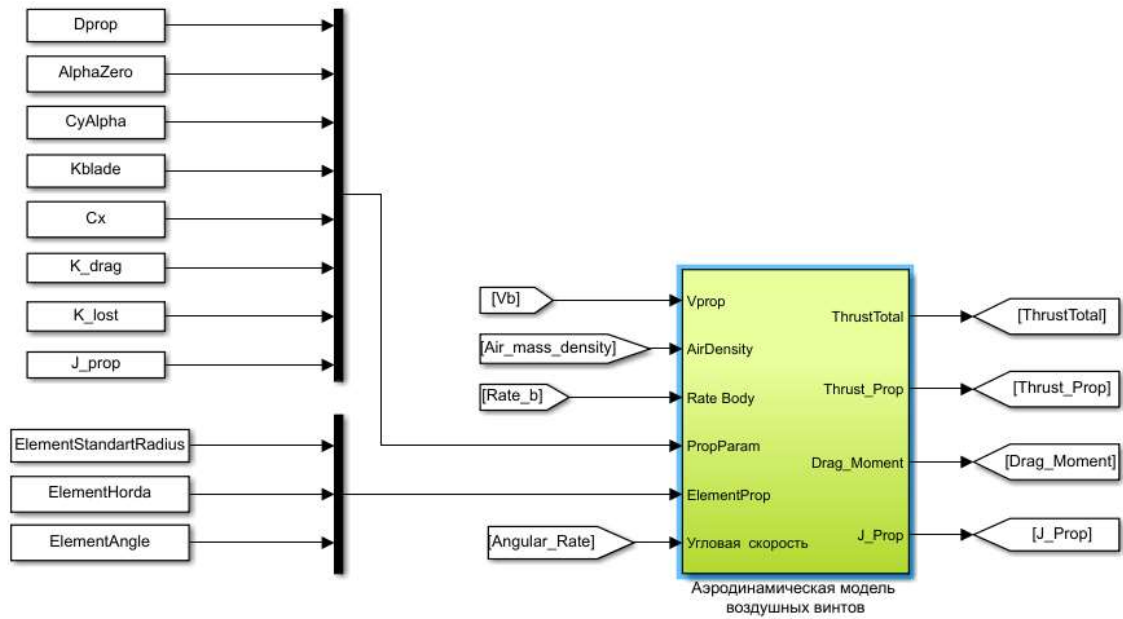


Рисунок А.13 – Внешний вид блока моделирования воздушных винтов

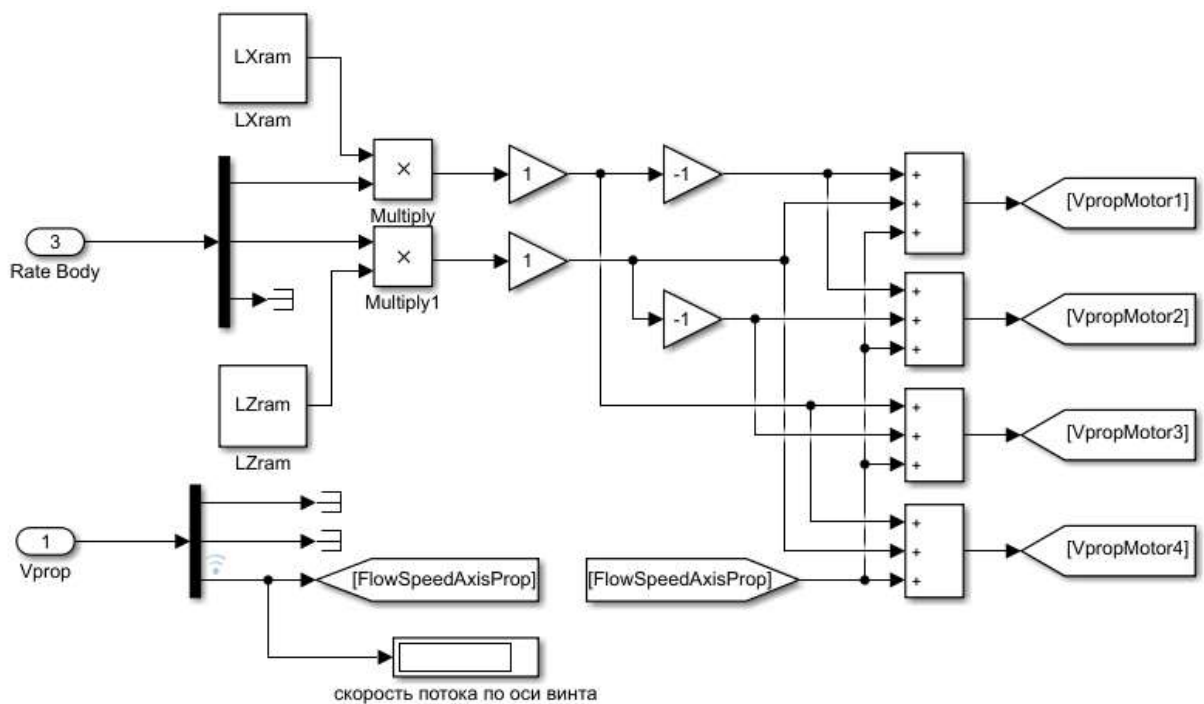


Рисунок А.14 – Внешний вид модуля вычисления изменения скорости потока через воздушные винты в зависимости от угловой скорости

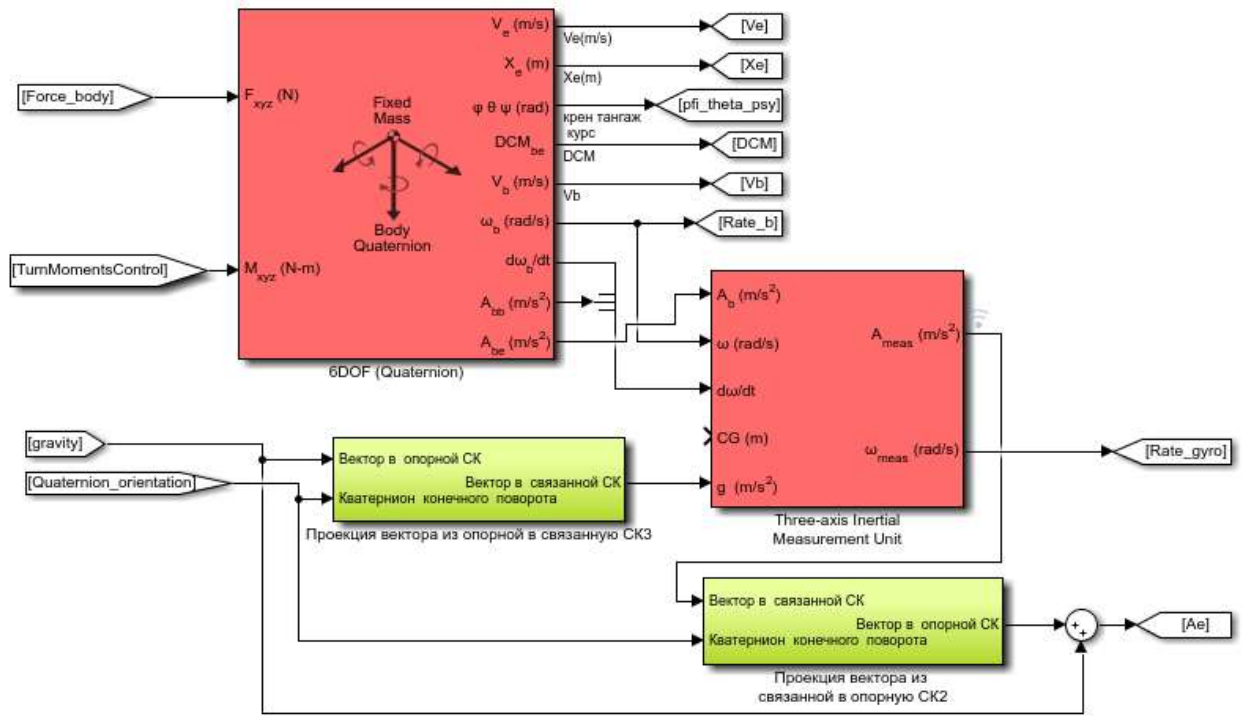


Рисунок А.15 – Внешний вид модуля формирования динамики вращательного движения

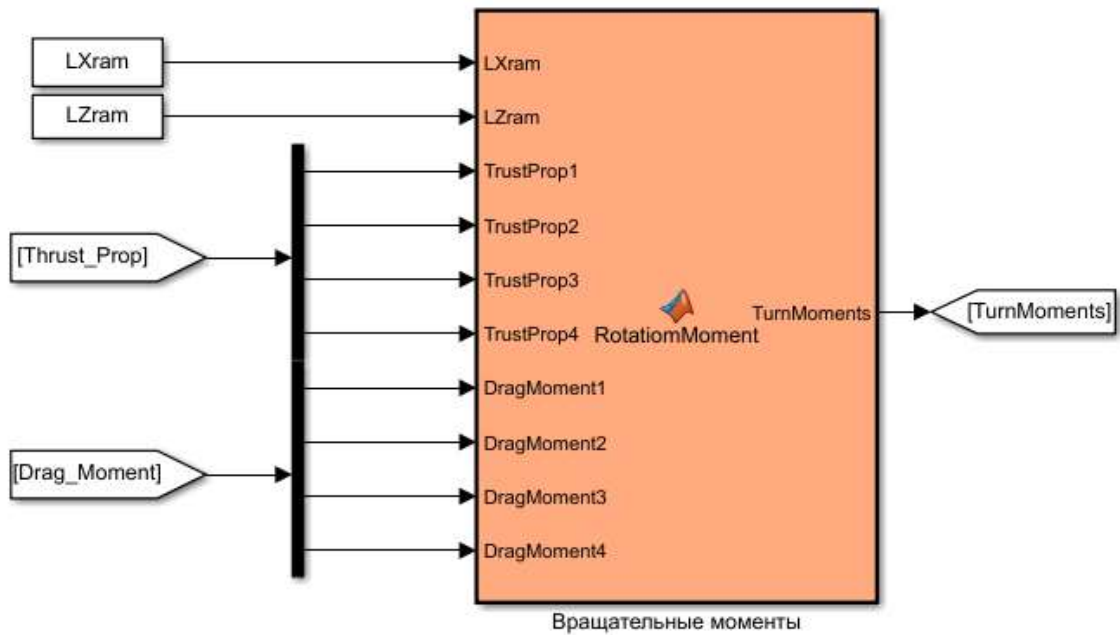


Рисунок А.16 – Внешний вид блока формирования вращательных моментов

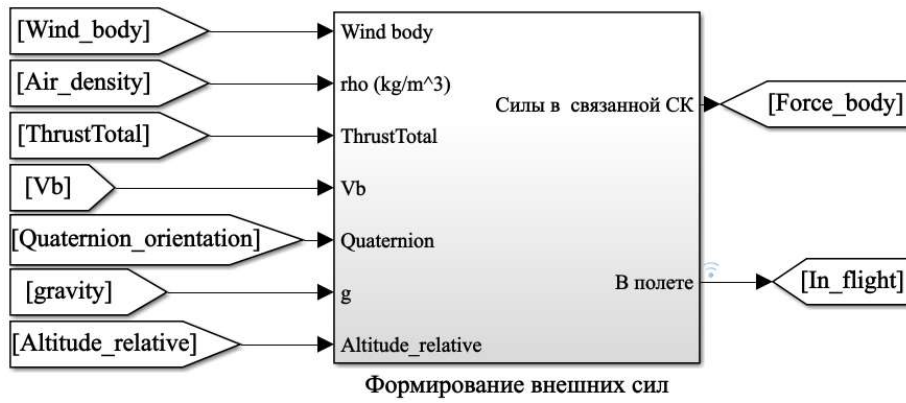


Рисунок А.17 – Внешний вид блока формирования сил, действующих на БЛА в полете

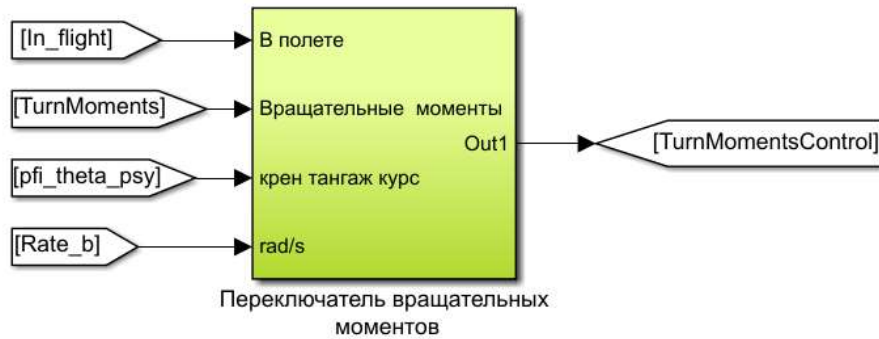


Рисунок А.18 – Внешний вид блока переключения вращательных моментов

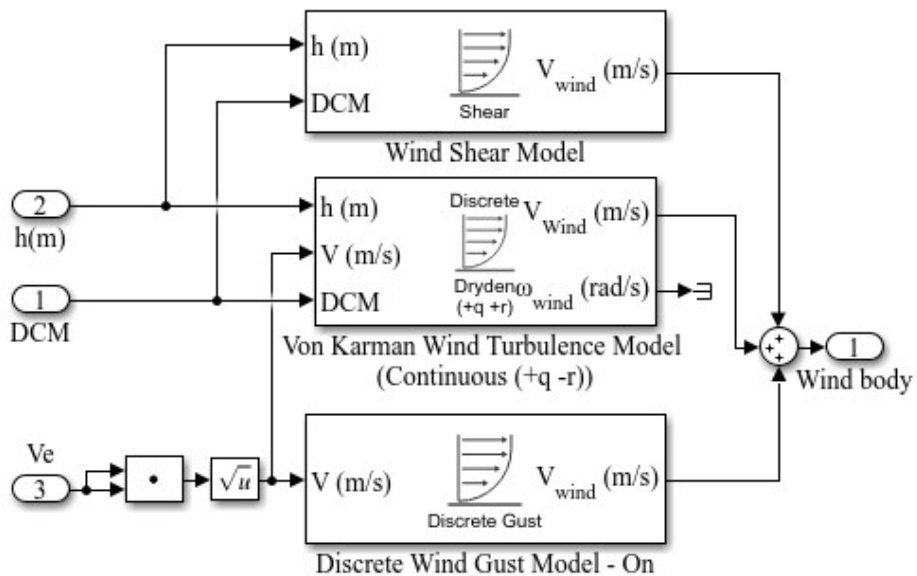


Рисунок А.19 – Структура блока моделирования ветровой нагрузки

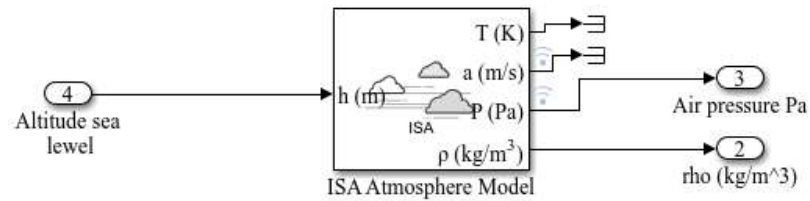


Рисунок А.20 – Структура блока моделирования атмосферы

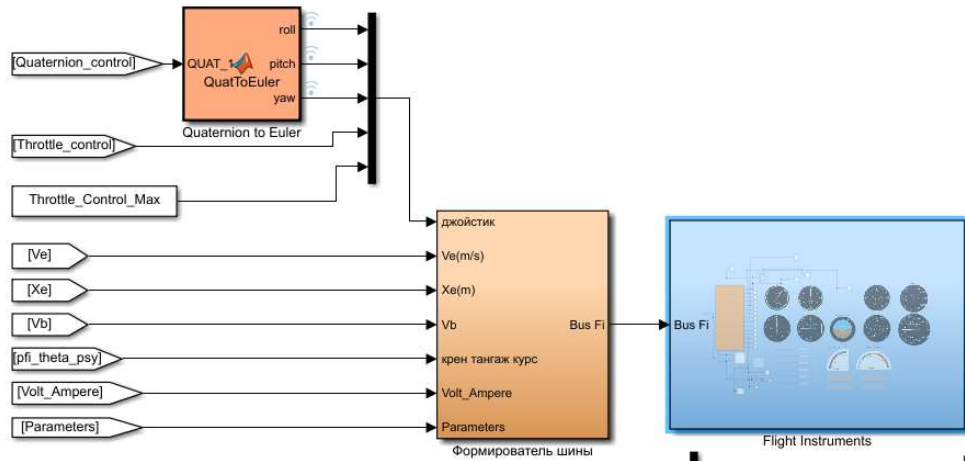


Рисунок А.21 – Общий вид блока отображения полетной информации

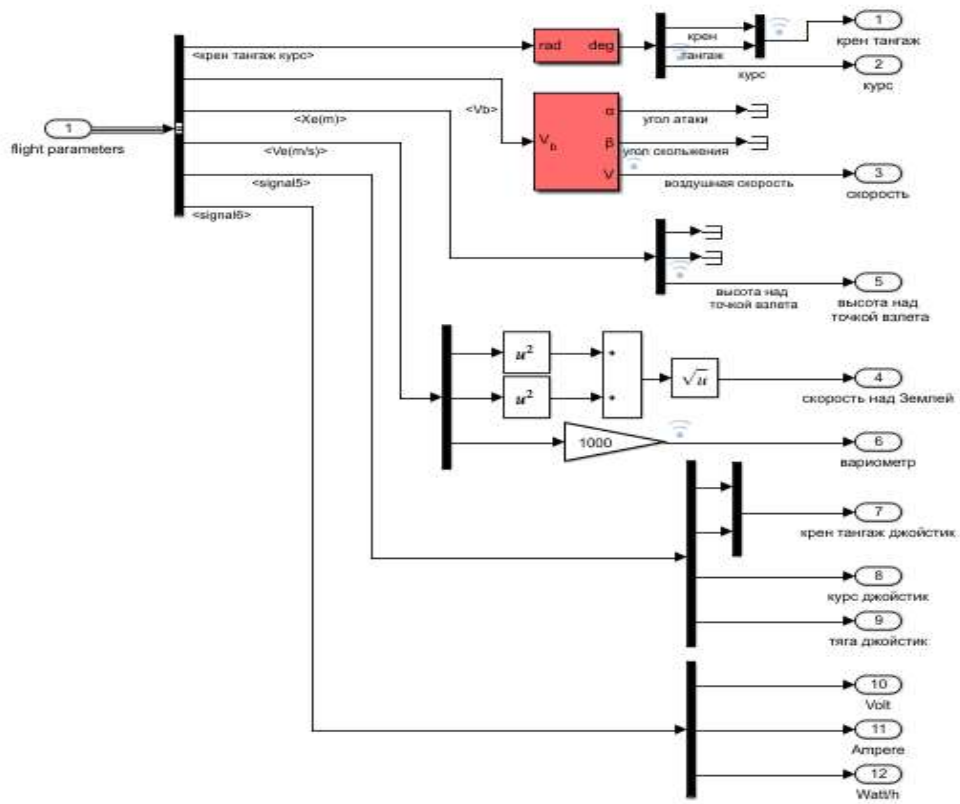


Рисунок А.22 – Структура модуля формирования полетной информации

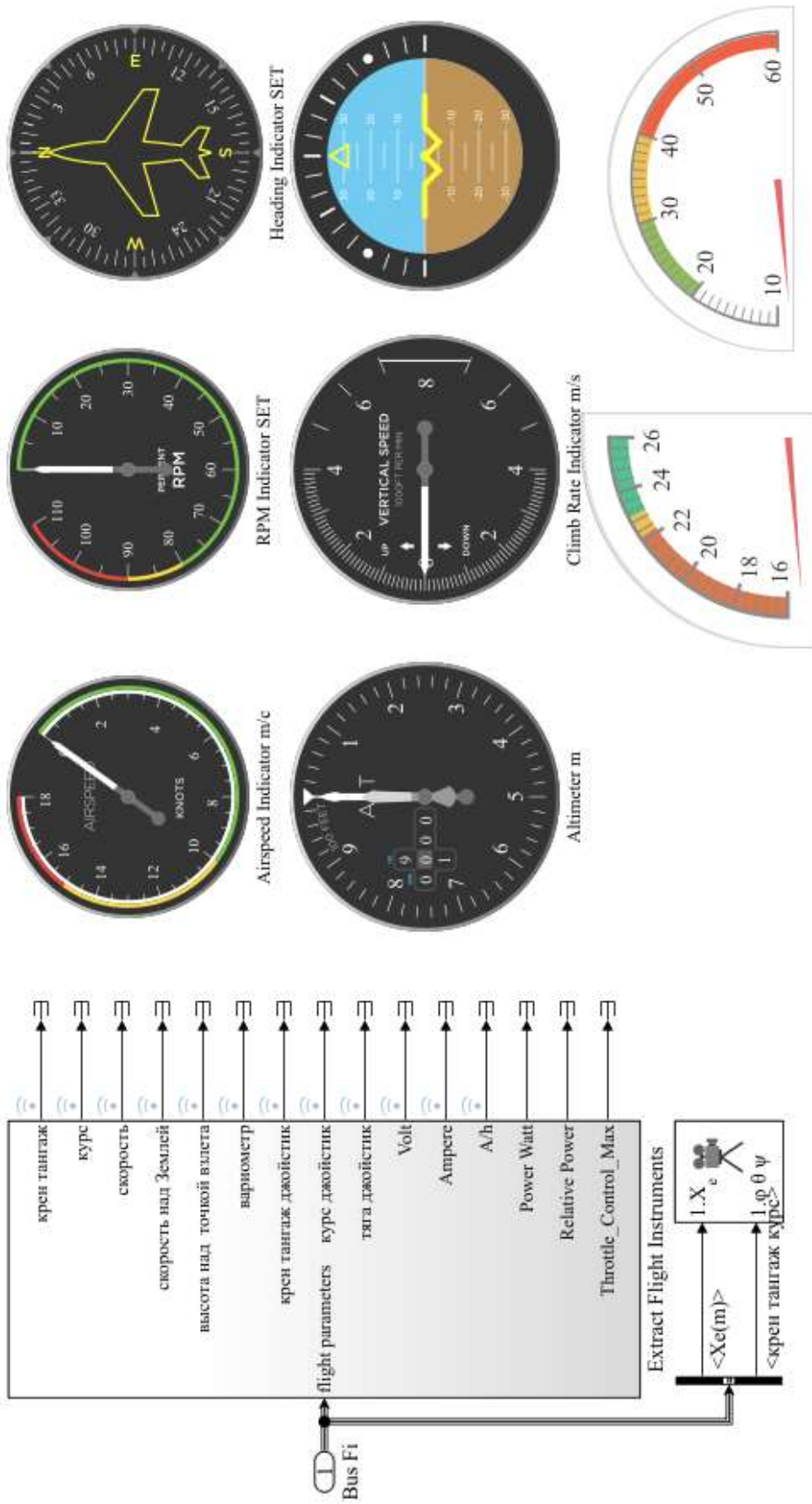


Рисунок А.23 – Структура панели отображения полетной информации



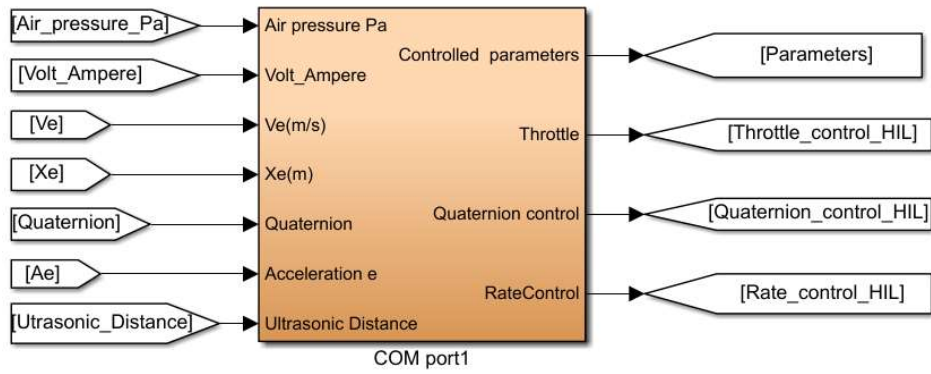


Рисунок А.24 – Внешний вид модуля обмена данными с системой управления БЛА

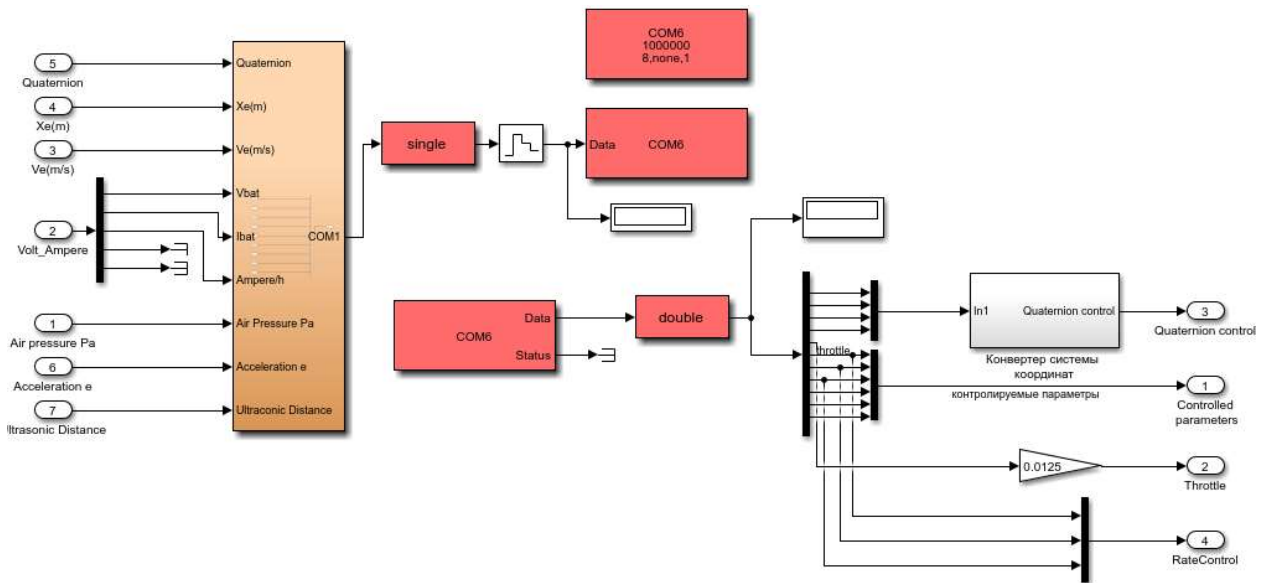


Рисунок А.25 – Структура модуля обмена данными с системой управления БЛА

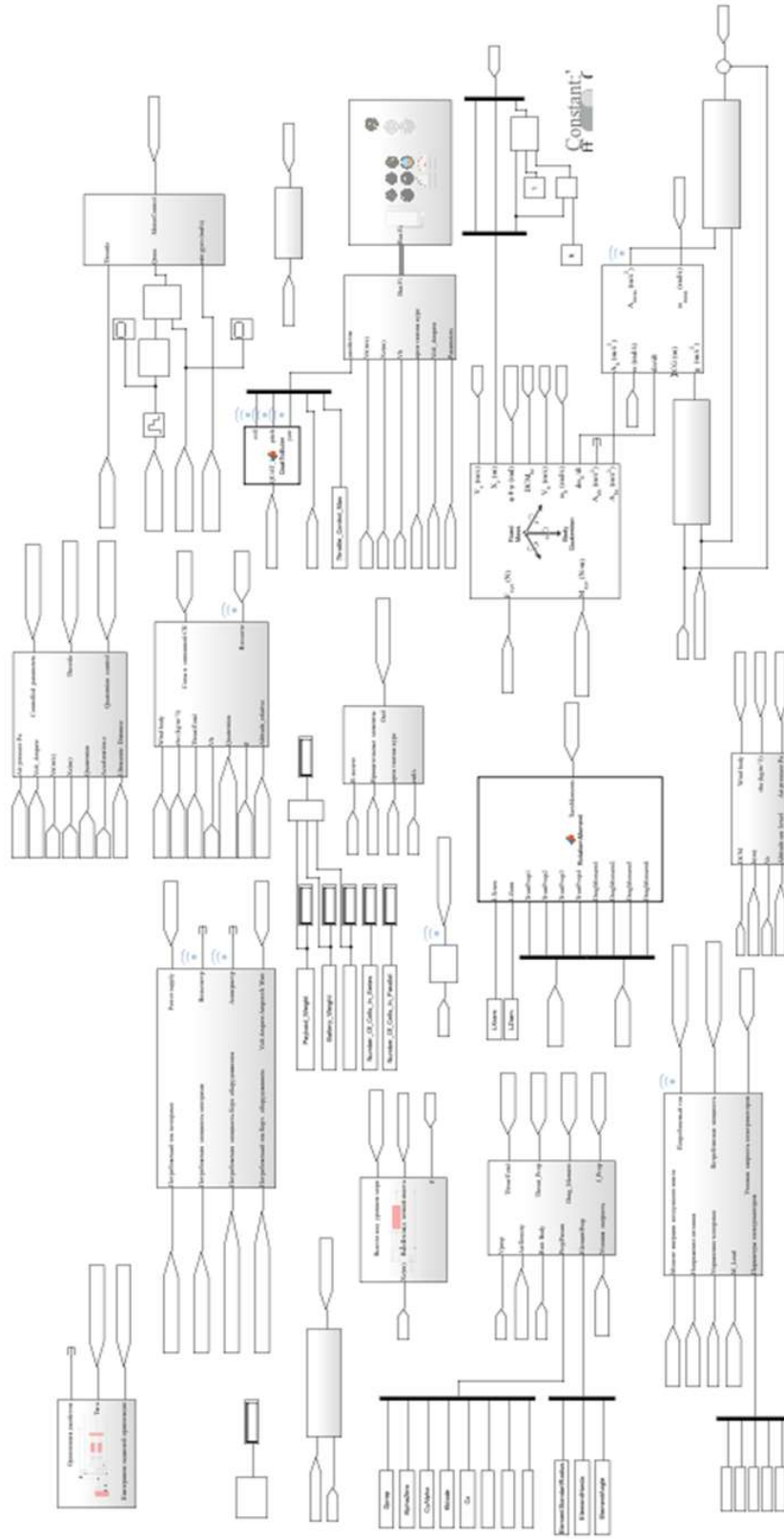



Рисунок А.26 – Общий вид системной модели программно-аппаратного комплекса

## ПРИЛОЖЕНИЕ Б

## Акты внедрения результатов

УТВЕРЖДАЮ  
 Генеральный директор  
 ООО «Стилсофт»  
 Ю.П. Стоянов  
 05.10.2020 2020 г.



АКТ 20/113

о внедрении результатов кандидатской диссертационной работы Исаева А.М. по теме  
 «Математические модели, численный метод и комплекс программ для повышения дальности  
 полета мультироторного БЛА малого класса»

Комиссия в составе:	Заместитель главного конструктора	А.В. Шипулин
Председатель комиссии		
Члены комиссии	Ведущий инженер	Н.А. Шульга
	Руководитель отдела разработки РЭА	В.В. Зенин
	Руководитель группы разработки БЛА	В.В. Куликов

составили настоящий акт о том, что результаты диссертационной работы по теме «Увеличение дальности полета на основе структурно-параметрического синтеза конструкции и управления динамикой движения мультироторным БЛА», представленной на соискание ученой степени кандидата технических наук, использованы при проектировании и разработке БЛА Альбатрос П2. Предложенный «Комплекс программ для повышения дальности полета мультироторного БЛА малого класса» позволяет осуществлять:

1. Выбор воздушных винтов, бесколлекторных электродвигателей, аккумуляторных батарей на этапе проектирования мультироторного БЛА.
2. Тестирование времени и дальности полета БЛА в зависимости от высоты над уровнем моря и массы полезной нагрузки.
3. Отладку алгоритмов управления полетом БЛА при моделировании нештатных ситуаций.
4. Отладку и тестирование встроенного программного обеспечения системы управления с использованием в контуре моделирования аппаратной части БЛА.
5. Тестирование программного обеспечения наземной станции управления БЛА.

Проведенные летные испытания БЛА Альбатрос П2 показали эффективность использования предложенного комплекса. Время полета при моделировании отличалось от фактического менее 5%. За 2,5 месяца использования комплекса было проведено более 600 тестов программного обеспечения системы управления БЛА Альбатрос П2, что позволило исключить аварийные ситуации на этапе проведения испытаний и при последующей эксплуатации.





Председатель комиссии		А.В. Шипулин
Члены комиссии		Н.А. Шульга
		В.В. Зенин
		В.В. Куликов

Рисунок Б.1 – Акт внедрения результатов диссертационной работы в процесс разработки

УТВЕРЖДАЮ  
И.о. директора института  
Информационных технологий и  
телекоммуникаций  
*В.И. Петренко*  
«11» июня 2020 г.

АКТ

О реализации в учебном процессе научных результатов диссертации  
Исаева А.М. «Математические модели, численный метод и комплекс программ для  
повышения дальности полета мультироторного беспилотного летательного аппарата малого  
класса»

Комиссия в составе:		
Председатель комиссии	Азаров Иван Валерьевич	И.о. заместителя директора по учебной работе ИИТТ, кандидат экономических наук, доцент кафедры прикладной информатики
Члены	Мочалов Валерий Петрович	доктор технических наук, доцент, зав. кафедрой инфокоммуникаций
	Яковлев Сергей Владимирович	кандидат технических наук, профессор кафедры инфокоммуникаций

составили настоящий акт об использовании результатов диссертации Исаева А.М. в учебном процессе Института Информационных Технологий и Телекоммуникаций Северо-Кавказского Федерального Университета.

На кафедре инфокоммуникаций, по направлению подготовки 11.04.02, Инфокоммуникационные технологии и системы связи, направленность (профиль) «Системы и устройства радиотехники и связи» в рамках лабораторного практикума дисциплины «Методы моделирования и оптимизации» использованы следующие научные результаты диссертации Исаева А.М.: имитационная модель мультироторного БЛА для оценки дальности полета, имитационная модель процесса управления динамикой полета мультироторного БЛА.


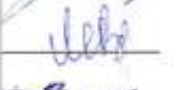

Председатель комиссии:		И.В. Азаров
Члены комиссии:		В.П. Мочалов
		С.В. Яковлев

Рисунок Б.2 – Акт внедрения результатов диссертационной работы в учебный процесс